

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA



PROYECTO FIN DE CARRERA

DISEÑO DEL SISTEMA DE POTENCIA PARA UN SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA (LEO)

ADRIÁN GARCÍA-HIDALGO BAEZA

INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA, ESPECIALIDAD EN AERONAVES

JUNIO 2013



Indice

1. Introducción.....	
2. Objetivo y descripción de la misión.....	4
3. Dimensionado preliminar.....	6
4. Órbita.....	8
5. Selección del lanzador.....	13
6. Carga de pago.....	17
7. Sistema de control de actitud.....	23
8. Sistema de control térmico.....	27
9. Sistema de comunicaciones y telemando.....	32
10. Diseño de la estructura.....	37
11. Diseño del sistema de potencia.....	42
12. Simulación del sistema de potencia del satélite UPMSat-2 mediante Simulink.....	53
13. Simulación del sistema de potencia del satélite propuesto.....	72
14. Diseño final del sistema de potencia.....	83
15. Conclusiones.....	101
i. Anexos.....	102



1. Introducción

Este documento contiene el proceso de prediseño y cálculo de un satélite de observación terrestre mediante imágenes fotográficas. El principal objetivo del proyecto es el diseño detallado del subsistema de potencia del satélite y la validación de un modelo de funcionamiento del sistema de potencia de las placas solares que alimentan al mismo y mediante la herramienta Simulink. 3

La primera parte consiste en un diseño breve de los subsistemas y parámetros más importantes del satélite tales como el Sistema de Control de Actitud, Sistema de Control Térmico y Sistema de Comunicaciones, además de la estructura del satélite, la órbita en la que se encontrará, el lanzador que se usará para situarlo en órbita y la cámara que llevara a bordo para la captación de imágenes.

La segunda parte trata del diseño del subsistema de potencia de una manera más detallada y de su simulación mediante una herramienta diseñada en el programa MATLAB con la herramienta Simulink. Se pretende usar la herramienta para simular el comportamiento del subsistema de potencia de un satélite conocido que será el UPMSat-2.

2. Objetivo y descripción de la misión

El objetivo del satélite propuesto será la observación de los polos, y concretamente la toma de imágenes de la superficie de los mismos para la medición del deshielo. Estas imágenes serán recogidas y enviadas a tierra de manera que sea posible la elaboración de mapas de estado de los casquetes en los polos.

El motivo de la selección de esta misión es la creciente importancia que ha adquirido la problemática medioambiental a lo largo de los últimos tiempos, y especialmente el cambio climático. Una de las consecuencias más directas del mismo es el deshielo de los polos y el efecto que esto tendría en los océanos ya sea por la subida de nivel de los mismos, por el posible efecto en las corrientes oceánicas, o por la disminución de la salinidad de las aguas.

El objetivo primordial del satélite es la toma de imágenes para la elaboración de mapas como el de la figura 1, tanto del polo norte como del polo sur.



Figura 1: Mapa del deshielo del polo

A partir de los mapas y fotos anterior se podría realizar también el cálculo del volumen o la masa de hielo en ambos polos y la evaluación a lo largo del tiempo de la misma tal y como se puede



observar en la figura 2.

Finalmente una vez recabados todos los datos se podría pasar a su estudio en profundidad para estimar el impacto ambiental del deshielo.

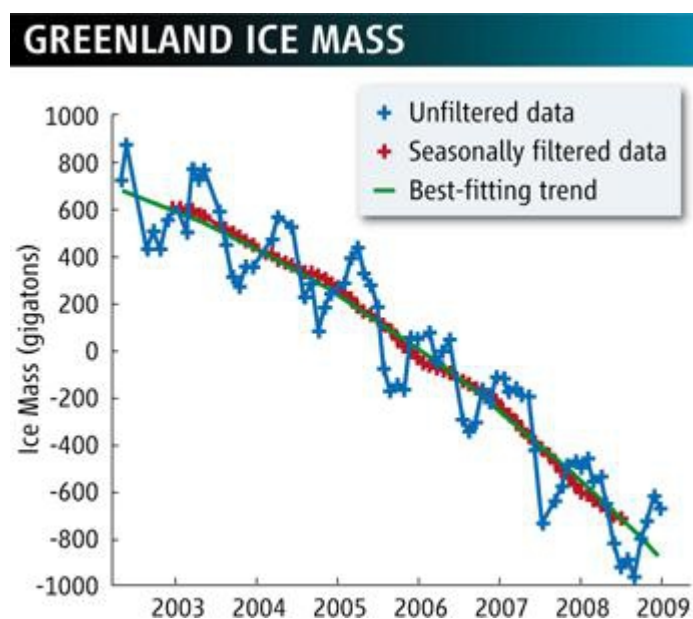


Figura 2: Masa de hielo en Groenlandia

El proyecto está dirigido a organismos internacionales de control del clima como por ejemplo el IPCC (*Grupo Intergubernamental de Expertos sobre el Cambio Climático* o *Intergovernmental Panel on Climate Change*), la OMM (*Organización Meteorológica Mundial*) o PNUMA (*Programa de Naciones Unidas para el Medio Ambiente*) con el fin de ayudar en la realización de los informes de evaluación que llevan a cabo estas organizaciones.



3. Dimensionado Preliminar

Como referencia para el diseño preliminar se ha empleado el satélite UPMSat-1 ya que ambos satélites tienen características muy similares. En base a esto se expondrán la masa, las dimensiones y la forma prevista de manera preliminar para el satélite. La masa que se estima para el satélite es de 25,50 kilogramos aproximadamente y su forma es la de un cubo de 400 milímetros de arista. La altura a la que orbitará el satélite será de 650 kilómetros de altitud que se corresponde con una órbita de baja altura o LEO (*Low Earth Orbit*).

Dadas estas características también se pueden realizar estimaciones de cara a la carga de pago o a límites estructurales. Para satélites similares se conoce que la masa disponible para carga de pago es de aproximadamente 10 kilogramos [1].

Requisitos Funcionales

- La actitud del satélite permitirá la adecuada captación de las imágenes ya que esta es la misión principal del satélite.
- Solo existirá en tierra una estación para la captación de datos.



Referencias

1. Ravanbakhsh A., Franchini S. 2010. Preliminary Structural Sizing of a Modular Microsatellite Based on System Engineering Considerations. Third International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications. 8 pp.



4. Descripción de la órbita

4.1 Introducción

En este capítulo se describe y elegir el tipo de órbita que llevará el satélite a lo largo de su vida útil. Primero se detallan los tipos de órbitas (de acuerdo con la información obtenida en [2] y [3]), y después se seleccionará la más adecuada para la misión, a continuación de lo cual se procederá al cálculo de los parámetros de la órbita.

4.2 Tipos de órbitas

- LEO (*Low Earth Orbit*): también llamada órbita baja terrestre, es el tipo de órbita de altura más baja, entre 200 y 2000 kilómetros de altura. En esta órbita es donde se encuentran la mayoría de los satélites, siendo la excepción los satélites de comunicaciones que requieren órbitas geoestacionarias. Un ejemplo de satélite que usa este tipo de órbita es el ENVISAT.
- MEO (*Medium Earth Orbit*): son todas aquellas órbitas que se encuentran entre los 2000 kilómetros y los 35726 kilómetros (entre las órbitas LEO y Geoestacionaria respectivamente). Los satélites en esta franja se usan comúnmente como satélites de navegación y comunicaciones, o como satélites de experimentación. Como ejemplos de satélites que se encuentran en órbitas MEO están el sistema de satélites GPS (*Global Positioning System*), Glonass (Sistema de navegación por satélite diseñado por Rusia) o Galileo (Sistema de navegación por satélite diseñado por UE).
- GEO (*Geoestacionary Orbit*): la órbita geoestacionaria es una órbita cuya característica principal es que tiene el mismo periodo orbital que la Tierra, además tiene una altura de 35726 kilómetros sobre el ecuador. Es la órbita en la que se encuentran la mayoría de los satélites de comunicaciones, debido a que no requieren que las estaciones tracen su posición, que siempre será la misma con respecto a un observador en tierra. Un ejemplo de satélite que se encuentra en esta órbita es el satélite europeo Meteosat.



- Molniya: Es un tipo de órbita especial caracterizada por ser muy elíptica, con un perigeo de 1000 kilómetros y apogeo de 39400 kilómetros, tiene una inclinación de $63,4^\circ$ y su periodo orbital es de aproximadamente 12 horas. La principal característica es que el satélite en esta órbita pasa gran cantidad de tiempo en el apogeo (fenómeno llamado “pozo de apogeo”), debido a esto es interesante su uso en los polos ya que permite una gran cobertura de los mismos e incluso una cobertura completa con 3 satélites. Los principales inconvenientes son que la distancia satélite-tierra cambia continuamente y que se necesitan dos estaciones de radio en tierra.

La órbita elegida para el proyecto será LEO y además será sincrónica con el Sol, de esta manera las imágenes tomadas en cada punto se harán con la misma iluminación y por lo tanto será más fiable la comprobación a lo largo del tiempo de las imágenes tomadas por el satélite.

Finalmente, queda elegir la clase de órbita entre órbita de mediodía y de atardecer. La órbita de mediodía, que es aquella en la que la radiación solar se encuentra en el plano de la órbita y por lo tanto al paso por el ecuador será mediodía o medianoche, proporciona la mejor calidad en las imágenes tomadas ya que estas se tomarán en puntos donde sea mediodía o medianoche solares. Sin embargo es la órbita que proporciona las peores condiciones energéticas al satélite ya que es la órbita con mayor tiempo de sombra. En contraste, la órbita de atardecer, en la que el plano de la órbita es perpendicular a la radiación y el paso por el ecuador se produce aproximadamente en el amanecer o el atardecer, ofrece las mejores condiciones energéticas ya que el satélite no tiene tiempo de sombra, pero en cambio las zonas en las que se toman imágenes tienen peor luz debido a que son zonas en las que amanece o anochece.

Para este proyecto se ha elegido una órbita de mediodía. Dado que el objetivo del satélite es la toma de fotografías hay que asegurarse de que estas sean de la mayor calidad posible y esto se consigue con una órbita de mediodía.

4.3 Parámetros

En este apartado se procederá a definir los parámetros de la órbita LEO elegida para el satélite. Los parámetros se han elegido y calculado según [4]

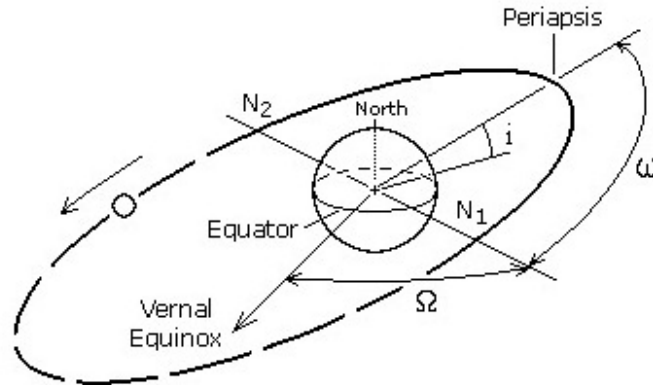


Figura 3: Parámetros Orbitales. i : inclinación. ω : argumento del perigeo. Ω : ascensión recta del nodo ascendente. $N1$: nodo ascendente. $N2$: nodo descendente.

- Semieje mayor (a): está definido como la semisuma del radio del afelio y del perihelio, para el caso de este proyecto al ser la órbita una circunferencia ambos radios son iguales. Por lo tanto y teniendo en cuenta el valor del radio de la Tierra $R_T = 6378$ km y h la altura respecto a la superficie terrestre ya definida anteriormente como 650 kilómetros.

$$a = 0,5(r_a + r_p) = R_T + h \quad (1)$$

El resultado es 7028 kilómetros.

- Excentricidad (e): se define la excentricidad de la órbita como la diferencia entre la circunferencia y la cónica de la órbita. Al ser la órbita circular el valor de la excentricidad sería $e = 0$. Cabe destacar el resto de valores de la excentricidad, si $0 < e < 1$ entonces la órbita descrita sería una elipse, si $e = 1$ entonces la órbita sería parabólica.
- Ascensión recta del nodo ascendente (Ω): es un ángulo usado para definir las órbitas (reflejado en la figura 3). Viene definido en un plano de referencia y respecto a una dirección de referencia. Comúnmente se usa, para órbitas geocéntricas, como plano de



referencia el plano ecuatorial de la tierra y como dirección se usa la correspondiente al Primer Punto de Aries (que es la del equinocio).

- Argumento del perigeo (ω): es otro de los ángulos usados para la definición de las órbitas (reflejado en la figura 3). Viene definido en el plano de la órbita y es el ángulo entre el nodo ascendente y la periapsis. Para órbitas circulares, como la de este proyecto este parámetro no tiene ningún interés su estudio.
- Inclinação (i): es el ángulo de referencia de la órbita respecto a la elíptica. Viene definido por la siguiente fórmula.

$$\frac{\cos i}{(1-e^2)^2} * \left(\frac{Rt}{a}\right)^{\left(\frac{7}{2}\right)} = -0,0989 \quad (2)$$

Y por lo tanto dados la excentricidad, el radio de la Tierra y el semieje mayor el resultado resulta ser $97,98437^\circ$ o $97^\circ 59' 3''$ que indica una órbita muy cercana a la polar.

- Velocidad de Satelización (v_c): es la velocidad requerida por el satélite para mantenerse en la órbita circular descrita.

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad (3)$$

Siendo μ el parámetro de gravitación cuyo valor para la Tierra es de $3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ (obtenido de [1]).

El resultado es $7,531 \text{ m/s}$ que será la velocidad a la que deberá orbitar el satélite.

- Periodo (T): el periodo orbital es el tiempo que tarda el satélite en realizar una vuelta completa alrededor de la órbita. Su cálculo se obtiene a partir de la velocidad lineal.

$$T = \frac{2 \cdot \pi \cdot a}{v_c} \quad (4)$$

El resultado es de $5863,52$ segundos o $1,628$ horas.



Referencias

1. Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G. 2004. Celestial Mechanics. En: Spacecraft Systems Engineering, 3rd Ed. (Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G., eds.). John Wiley & Sons. pp. 49-79.
2. Patel M. R. 2005. Part A: Power Systems Fundamentals. En: Spacecraft Power Systems, CRC Press. Pp 6-13
3. Wertz J. R. 1990. Summary of Orbit Properties and Terminology. En: Spacecraft Attitude and Determination Control. Kluwer Academic Publishers. pp 36-82
4. García Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.



5. Selección del Lanzador

5.1 Introducción

Este capítulo está dedicado a la selección del lanzador espacial más adecuado para el satélite del proyecto, además también se deberá elegir el punto de lanzamiento más óptimo para la misión. En el capítulo se analizará el lanzador Ariane 5 y su base de lanzamiento.

Para este proyecto se ha elegido como lanzador el Ariane 5 representado en la figura 4. Las razones que llevan a elegir este lanzador son: que pertenece a la ESA (Agencia Espacial Europea) con lo cual los trámites son más baratos y sencillos que en el caso de elegir un lanzador perteneciente a una agencia espacial extranjera. Además, el lanzador es capaz de portar el satélite de manera cómoda como carga de pago.

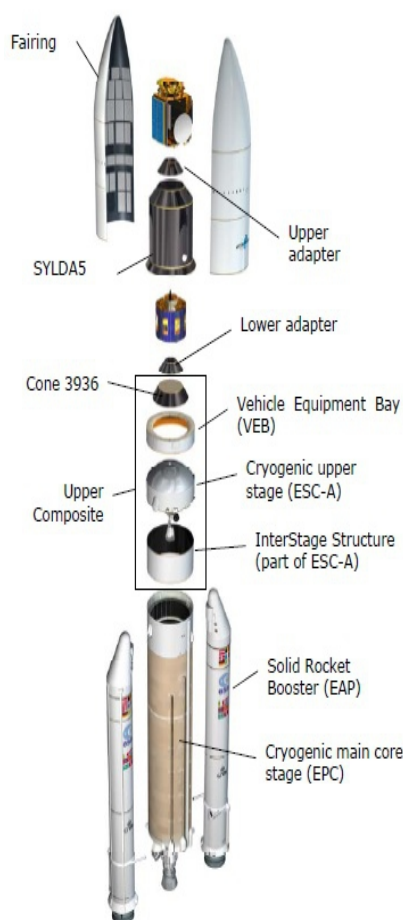


Figura 4: Lanzador Ariane 5



5.2 Condiciones ambientales

En este apartado se expondrán las condiciones del ambiente en el que estará el satélite en el centro espacial y el lanzador. Las más importantes de estas condiciones son aquellas que afectan a la estructura durante el transporte y el lanzamiento debido a que las condiciones de temperatura o radiación no son tan extremas comparadas con aquellas presentes en el espacio.

Las aceleraciones máximas a las que se ve sometida la carga de pago serán de 4,55g en la dirección longitudinal y de 0,25g en la dirección lateral. Además la carga también se ve sometida a excitaciones de tipo sinusoidal que vienen definidas en la siguiente tabla, las vibraciones aleatorias que puedan aparecer ya se han tenido en cuenta a la hora de realizar la tabla.

Tabla 1: Tabla de frecuencias y amplitudes.

Dirección	Frecuencia (Hz)	Amplitud sinusoidal (g)
Longitudinal	2 – 50	1
	50 – 100	0,8
Lateral	2 – 25	0,8
	25 – 100	0,6

Las ventanas de lanzamiento definidas por centro espacial son de aproximadamente 45 minutos y se repiten cada 10 días y en el caso de que se tenga que posponer se hará para un periodo de 24 a 48 horas dependiendo del caso.

5.3 Base de Lanzamiento

La base de lanzamiento de la ESA es el Centro Espacial de la Guayana, que se encuentra en la Guayana Francesa, su localización geográfica es 5° 13' 56" Norte y 52° 46' 32" Oeste mostrado en la figura 5.

Entre las instalaciones de la base se encuentra un aeropuerto adaptado para el tráfico de aviones de carga de gran tamaño como Boeing 747, Airbus Beluga, o Antonov An124 y un puerto adaptado para las operaciones de barcos de gran tamaño.

Una ventaja de este centro de lanzamiento es que debido a su proximidad al ecuador la órbita de transferencia requerirá de poca inclinación, con su correspondiente ahorro de combustible.



Adicionalmente, esta proximidad al ecuador provoca un aumento de la velocidad absoluta del lanzador debido a la rotación de la Tierra. Además, la base se encuentra en una zona deshabitada y próxima al mar de manera que en caso de accidente durante el lanzamiento el riesgo de afectar a poblaciones humanas es muy bajo.



Figura 5: Localización del centro de lanzamiento



Referencias

1. Ariane User's Manual Issue 5 Revision 1. Julio 2011



6. Carga de Pago

6.1 Introducción

Este capítulo está dedicado a la elección de una adecuada cámara de captación de imágenes para llevar a bordo del satélite como carga de pago. A continuación se analizarán los productos que ofrecen dos empresas para el mercado, estas son: Surrey Satellite Technology Ltd y Satrec Initiative.

Para este proyecto se ha decidido elegir un modelo de cámara de entre las que hay disponibles en el mercado, en lugar de diseñar una para el propio proyecto. El motivo de esta decisión es que el diseño de una cámara específica conllevaría un sobre coste excesivo y uno de los principales requisitos es que el coste del proyecto sea bajo, siguiendo la línea de diseño de los microsátélites.

Los principales criterios a la hora de decidir por un modelo u otro serán el peso y el consumo de potencia que son las limitaciones más grandes que tiene un microsátélite.

6.2 Surrey Satellite Technology Ltd. (SSTL).

Es una empresa británica independiente dentro del conglomerado EADS-Astrium. Durante 25 años se han dedicado a la realización de misiones espaciales de satélites pequeños (menores de 1000 kg). Entre las competencias de la empresa se encuentran el diseño, construcción y lanzamiento de satélites bajo demanda, además de su motorización a lo largo de su vida en órbita. Adicionalmente la empresa puede instalar estaciones de tierra y entrenar personal, para que el seguimiento y mantenimiento del satélite lo pueda realizar el propio cliente.

La principal ventaja que ofrece esta empresa es que se encuentra dentro del conglomerado EADS. Los productos que ofrece a la empresa son: SSTL VHRI 250 y SSTL CHRIS.

6.2.1 SSTL VHRI 250

Esta cámara es un modelo muy compacto y potente, con una resolución muy alta en la

captación de imágenes. Aporta alta resolución en 5 bandas, gracias a sus 5 matrices lineales de detectores. A continuación se presenta un tabla con las características del modelo, la fuente es el propio fabricante.

Performance	
Parameter	Value
Mass	41kg
Power	55W
Focal length	3360mm
Field angles	$\pm 0.84^\circ \times \pm 0.23^\circ (\pm 0.87^\circ \text{ diag})$
Digitisation	12 bit
S:N at 0.2 albedo	> 100
GSD	2m
Swath width	20km
Spectral band	Panchromatic & 4 multi spectral Red, blue, green & near infrared

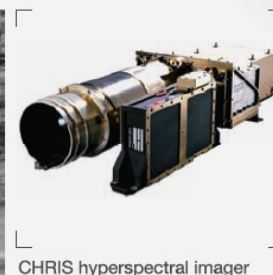
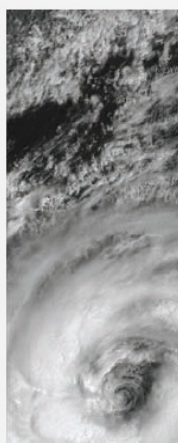


Figura 6: hoja de datos de la cámara SSTL VHRI 250

A pesar de sus buenas características de toma de imágenes, como se puede observar en la tabla contenida en la figura 6, la cámara es muy pesada y consume demasiada potencia para el satélite propuesto en este proyecto de manera que queda descartado su uso.

6.2.2 SSTL CHRIS

El modelo CHRIS es un sistema altamente versátil, permitiendo la programación de GIS, ancho de banda y las distintas bandas espectrales mientras está en vuelo.

El modelo utiliza un escáner de barrido para la toma de imágenes. Se barre una línea fina de terreno de la Tierra, que se filtra a través del espectrómetro y se divide en sus diferentes bandas de frecuencias, y en el caso de una adecuada programación, permite la identificación de sustancias extrañas al medio, depósitos minerales y vegetales o para el caso militar objetivos ocultos o escondidos.



En la figura 7 se presenta una tabla proporcionada por el fabricante en la que se recogen las características del modelo.

Performance	
Parameter	Value
Mass	14kg
Power (when imaging)	<9W
Focal length	746mm
Field of view	1.24°
Sensor array	748 x 748 CCD detector
Digitisation	12 bit
GSD	17m at 560km
Swath width	13m at 560km
Spectral resolution	1.3-11.3 nm
Spectral range	415-1050 nm
Simultaneous bands @ full spatial resolution	18 (17m GSD)
Simultaneous bands @ half spatial resolution	61 (34m GSD)

Figura 7: hoja de datos de la cámara SSTL CHRIS

Como se puede observar en la tabla de la figura 7, los requerimientos de potencia y el peso de la cámara son asequibles para el proyecto.

6.3 Satrec Initiative (SI).

Es una empresa surcoreana fundada en 1999 por los ingenieros que desarrollaron el primer satélite surcoreano, además de otros microsátélites durante su periodo universitario. Satrec Initiative ha aportado soluciones de observación de la Tierra a más de 20 clientes en Europa, Asia y Oriente Medio.

Los modelos que dispone la empresa son: EOS-A, EOS-C, EOS-D y EOS-H. De ellos el único modelo que podría ser adecuado para el proyecto será el EOS-A pues el resto no cumplen requisitos de potencia o masa para poder ser llevado como carga de pago.

6.3.1 EOS-A

Es una cámara adecuada para satélites de 100 kilogramos ya usada en dos modelos de microsátélites (X-SAT de Singapur y el RASAT Turco). La cámara tiene dos configuraciones de base. La primera permite una resolución de 10 m en bandas multispectrales con 50 km de ancho del barrido. La segunda permite 7,5 m de resolución en bandas pancromáticas y 15 m en bandas multispectrales (RGB) con un ancho del escaneo de 30 km.



Figura 8: Cámara EOS-A

Las características del modelo vienen expresadas en la tabla 2.

Tabla 2: hoja de datos de la cámara EOS-A

Parámetros	Configuración 1	Configuración 2
Peso	< 12 kg	< 6.5 kg
Bandas espectrales	3 MS (RG, NIR)	PAN + 3 MS (PAN + RG, NIR)
Resolución	MS: 10m (a 685 km)	PAN: 7.5 m (a 700 km)
Ancho del barrido	> 50 km (a 685 km)	> 30 km (a 700 km)
Dimensiones físicas	Óptica: 200 x 200 x 550 mm Electrónica: 320 x 210 x 150 mm	Óptica: 170 x 170 x 420 mm Electrónica: 200 x 265 x 85 mm
Consumo de Potencia	< 30 W	< 25 W

Este modelo también es válido para el satélite ya que cumple con los requisitos de peso y de potencia.



6.4 Elección del modelo

Después de analizar todos los modelos, la elección recae sobre el modelo SSTL CHRIS debido a su bajo peso y a sus bajos requerimientos de potencia. Es el más adecuado para el satélite propuesto para este proyecto, ya que además posee adecuadas características de toma de imágenes.



Referencias

1. Surrey Satellite Technology SSTL CHRIS Datasheet
2. Surrey Satellite Technology SSTL VHRI 250 Datasheet
3. Satrec Initiative EOS-A Datasheet
4. Pila Vigalondo A., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 102 pp.
5. García Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.



7. Sistema de Control de Actitud

7.1 Introducción

Este capítulo está dedicado al estudio del sistema ACDS o *Attitude and Determination Control System* (en inglés) o Control de Actitud del Satélite.

El ACDS es el encargado de mantener la orientación y el control del satélite. El sistema se compone de dos partes. La primera es la parte encargada de la obtención de los datos de control y actitud por medio de la instrumentación (giróscopos y acelerómetros) y los datos previos. La segunda parte es la encargada de estabilizar la actitud y reorientar el satélite en caso de desvío, mediante el uso de los actuadores.

Este sistema es fundamental para el satélite, ya que permite su reposicionamiento; respecto a las referencias, permitiendo una adecuada orientación de las células solares, que necesitan estar perpendiculares a los rayos solares, o la orientación adecuada de la antena de transmisión con respecto a la estación de tierra. Pero, sobre todo debe hacer que el sensor óptico o cámara esté orientado adecuadamente a la Tierra en todo momento para poder tomar las mejores imágenes posibles.

7.2 Sensores

Los sensores son los elementos encargados de la obtención de los datos de la actitud del vehículo espacial en cuestión. Los distintos tipos de sensores se enumeran a continuación (se dividen según el fenómeno físico por el cual obtienen los datos).

- Ópticos: se orientan en función de la radiación emitida por un cuerpo celeste.
- Magnéticos: funcionan mediante la medición del campo magnético de un cuerpo. Solo son útiles cuando este campo magnético tiene cierta importancia.
- Mecánicos: Se encargan de la medición de los datos respecto a un sistema inercial.



7.3 Actuadores

Los actuadores son los elementos encargados de producir las modificaciones necesarias a la actitud del satélite gracias a los datos obtenidos por los sensores. Todos los actuadores están basados en producir un momento sobre el satélite que le permita realizar el cambio de actitud deseado. A continuación se detallan los distintos tipos de actuadores según el método por el cual se produce el momento encargado del cambio de actitud.

- **Propulsores:** mediante la expulsión de masa se consigue el momento deseado. Las ventajas de este tipo de actuador son dos: es insensible a la altura, es decir que su funcionamiento es independiente de la altura de la órbita; y en segundo lugar, pueden usarse en cualquier eje y cualquier situación. Las desventajas son: 1, que requiere combustible, con lo que se debe reservar espacio y masa en el satélite para el mismo; 2, solo opera en On-Off sin estados intermedios y 3, se produce contaminación de los gases de escape.
- **Ruedas o Volantes de Inercia:** funcionan mediante el intercambio de momento cinético. Giran a distintas velocidades y éstas a su vez son variables.
- **Giróscopos de control de momento:** son volantes de inercia pero que giran a velocidad constante. El momento se produce por una desalineación angular del giróscopo, que provoca una reacción por la conservación del momento cinético.
- **Magnéticos:** producen el par mediante un campo magnético. Las ventajas son que no requieren de combustible y el momento que producen es variable. Las desventajas son que este sistema es sensible a la altura y no puede producir momento en la dirección del campo magnético local.

7.4 Elección del tipo de sistema

Los sistemas de control de actitud se pueden dividir en dos grandes grupos: pasivos y activos. Los sistemas pasivos son aquellos que no requieren de energía para su funcionamiento y los activos si la requieren para su funcionamiento.



Para este proyecto se ha elegido un sistema de control de actitud pasivo, ya que el presupuesto de energía de un sistema activo sería muy grande para un microsatélite y no sería viable para el proyecto.

Dentro de los sistemas pasivos, el sistema deberá ser capaz de mantener una estabilización en tres ejes para poder conservar una gran precisión en la toma de imágenes fotográficas y, a la vez, poder tener una orientación adecuada de los paneles solares respecto a la radiación incidente, para tener el rendimiento más alto posible en el sistema de potencia.

Referencias

1. Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G. 2004. Celestial Mechanics. En: Spacecraft Systems Engineering, 3rd Ed. (Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G., eds.). John Wiley & Sons. pp. 49-79.
2. Wertz J. R. 1990. Summary of Orbit Properties and Terminology. En: Spacecraft Attitude and Determination Control. Kluwer Academic Publishers. pp 36-82.
3. Pila Vigalondo A., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 102 pp.
4. García Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.
5. Albert Miralles J. 2012. Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 112 pp.



Tabla 3: tabla de valores del albedo y la radiación. Extraída de [1]

Table 2.2. Earth IR and Albedo ^a , 3.3- σ Values ^b Hot Case							
Surface Sensitivity	Time Period	Inclination (deg)					
		0-30		30-60		60-90	
		Albedo	IR (W/m ²)	Albedo	IR (W/m ²)	Albedo	IR (W/m ²)
Albedo	16 sec	0.43	182	0.48	180	0.50	180
	128 sec	0.42	181	0.47	180	0.49	184
	896 sec	0.37	219	0.36	192	0.35	202
	30 min	0.33	219	0.34	205	0.33	204
	90 min	0.28	237	0.31	204	0.28	214
	6 h	0.23	248	0.31	212	0.27	218
	24 h	0.22	251	0.28	224	0.24	224
IR	16 sec	0.22	331	0.21	332	0.22	332
	128 sec	0.22	326	0.22	331	0.22	331
	896 sec	0.22	318	0.22	297	0.20	294
	30 min	0.17	297	0.21	282	0.20	284
	90 min	0.20	285	0.22	274	0.22	250
	6 h	0.19	269	0.21	249	0.22	221 ^c
	24 h	0.19	262	0.21	245	0.20	217 ^c
Both albedo and IR	16 sec	0.30	298	0.31	267	0.32	263
	128 sec	0.29	295	0.30	265	0.31	262
	896 sec	0.28	291	0.28	258	0.28	259
	30 min	0.26	284	0.28	261	0.27	260
	90 min	0.24	275	0.26	257	0.26	244
	6 h	0.21	264	0.24	248	0.24	233
	24 h	0.20	260	0.24	247	0.23	232



8. Sistema de Control Térmico

8.1 Introducción

En este capítulo se hará la descripción del sistema de control térmico. Su principal misión es la de mantener los distintos equipos de a bordo a una temperatura aceptable para su funcionamiento más óptimo y la de la redistribución del calor generado por el resto de subsistemas. La selección del subsistema se hará en función de las condiciones del medio espacial.

8.2 El medio espacial

La principal característica del entorno espacial es el vacío. En el vacío el calor solo puede propagarse por radiación electromagnética, para este caso la radiación que recibirá el satélite provendrá de tres fuentes: la radiación solar directa, la radiación emitida por la Tierra y el albedo (la radiación emitida por el Sol y reflejada por la Tierra).

El albedo se define como el porcentaje de radiación que refleja la superficie de un cuerpo con respecto a la radiación total que incide sobre este. La tabla 3 muestra valores de la radiación electromagnética proveniente del Sol y los valores correspondientes al albedo en función del tiempo y de la inclinación de la órbita para el caso “caliente” en el que hay más radiación. Por otro lado, la radiación planetaria proveniente de la Tierra es de aproximadamente 224 W/m^2 .

8.3 Subsistema Térmico

La finalidad del subsistema es que durante toda la vida útil del satélite sus componentes se encuentren a temperatura óptima para su correcto funcionamiento. A continuación se muestra una tabla en la que aparecen los rangos de temperaturas para la operación de distintos componentes.



Tabla 4: tabla de datos de temperaturas de funcionamiento de los subsistemas.

Componente	Temperatura Límite °C	
	Mínima	Máxima
Baterías Ni Cd	5	20
Baterías NiH	-10	-20
Sensores	-30	50
Conjuntos de rotación	1	55
Ruedas de reacción	1	45
Hidracina	7	40
Electrónica	0	40
Células Solares	-60	60
Paneles solares	-100	100
Estructuras	-46	65
Antenas	-170	90

8.4 Selección de sistema de control térmico

La selección final del sistema corresponde a un sistema de control térmico pasivo. Siguiendo los criterios establecidos de peso y requerimientos de potencia, ambos deben de ser lo más bajos posibles de manera que la solución a adoptar es la de un subsistema pasivo. Los sistemas más comunes usados actualmente para ello son mantas aislantes térmicas multicapa (denominadas MLI por sus siglas en inglés de *Multi-Layer Insulation*). Para el proyecto se usaran mantas MLI que se situaran en función de la necesidad de protección térmica de cada cara del satélite. En la figura 9 se puede observar un esquema de un sistema MLI.

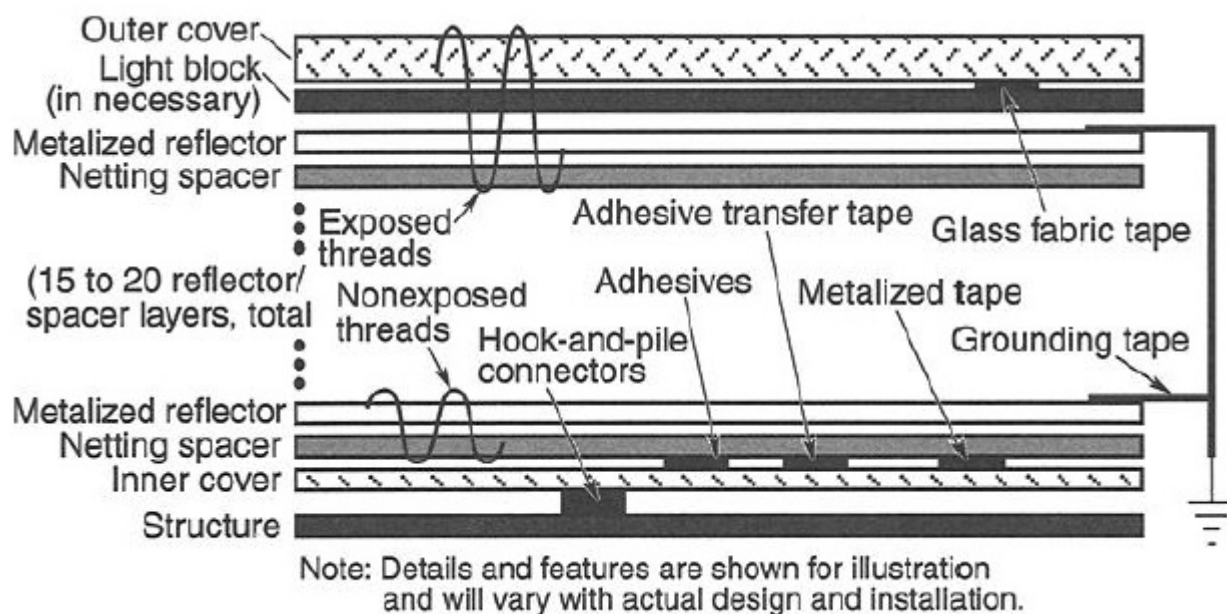


Figura 9: esquema de un sistema de aislamiento térmico de tipo MLI extraído de [1]

El sistema MLI está compuesto por múltiples capas de películas de baja emisión y permite protección contra micrometeoritos, oxígeno atómico, contaminación proveniente de los motores cohete. La transferencia de calor un sistema MLI tiene tres fuentes: radiación, conducción en el sólido y conducción gaseosa (solamente en condiciones atmosféricas).

Un buen sistema MLI debe ser capaz de minimizar estos tres efectos, para ello se deben usar un número adecuado de capas metalizadas reflectantes o reflectores (para reducir el efecto de la radiación) este efecto decrece de forma exponencial según aumente el número de capas usadas como se muestra en la figura 10, también se debe reducir al mínimo posible la densidad del material que se encuentre entre los reflectores. Además se recomienda durante el diseño: evitar el uso excesivo de mantas para cubrir la forma del objeto a aislar, minimizar la longitud de la costura, que el material usado en la mantas sea uniforme (no haya distintos materiales en distintas mantas) especialmente en la mantas internas.

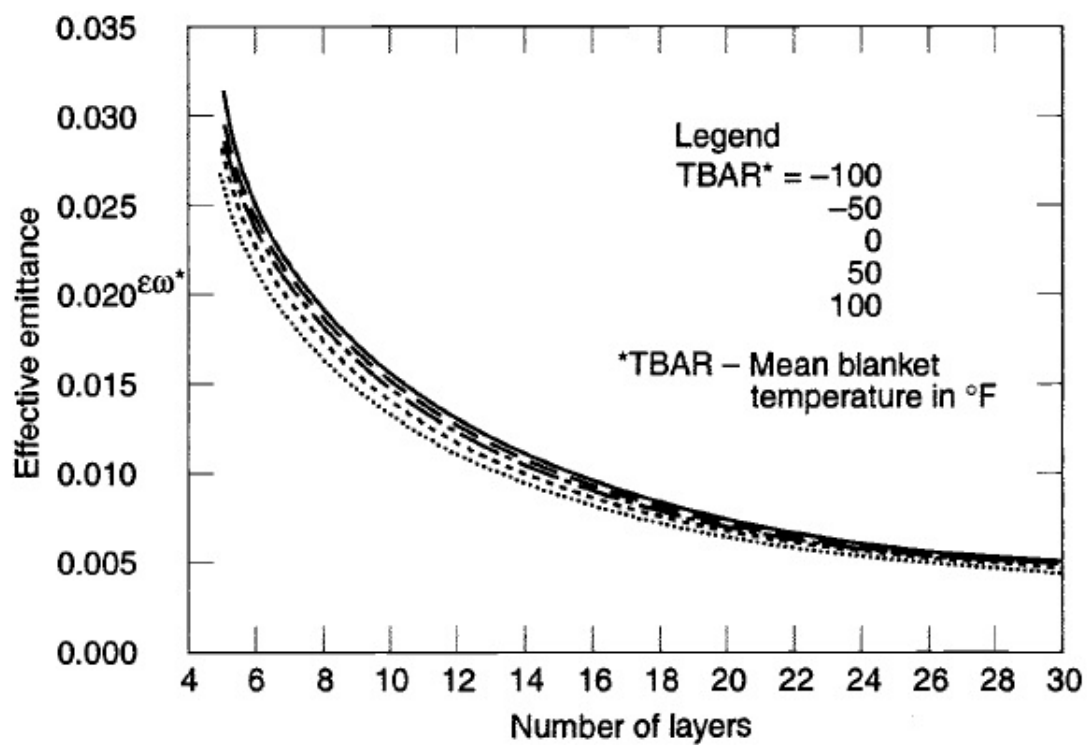


Figura 10: relación entre emisividad y número de capas extraído de [1]



Referencias

1. .Gilmore D. G. 2002. Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technology 2nd Ed. The Aerospace Press & American Institute of aeronautics and Astronautics. 787 pp
2. Garcia Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.



9. Sistema de comunicaciones y Telemando

9.1 Introducción

Este capítulo está dedicado al desarrollo del sistema de comunicaciones y telemando (SCT o CD&H *Command and Data Handling* en inglés). Lo primero es definir los distintos tipos de enlace de comunicaciones que se pueden llevar a cabo en el satélite. Estos enlaces son del tipo *forward link* y el *return link*.

El *forward link* es un enlace que se produce desde la estación de tierra al satélite o el enlace desde el satélite a su objetivo. El principal objetivo de este enlace es la comunicación de órdenes desde tierra al satélite.

El *return link* es un enlace de vuelta entre el objetivo del satélite y él mismo y el enlace desde el satélite a la estación de tierra. Este enlace se usa principalmente para devolver a tierra las imágenes tomadas con la cámara de a bordo.

9.2 Parámetros de diseño

Estos son los parámetros más importantes a la hora de diseñar el sistema de comunicaciones.

- Órbita: es el parámetro fundamental para este subsistema ya que representa la altura a la que se encuentra el satélite. Si la órbita es muy baja entonces el satélite no tendrá comunicación con la estación de tierra durante una fracción del periodo orbital, además la cobertura de las antenas será menor por el efecto de la curvatura de la tierra. Como aspecto positivo una menor altura implica un menor gasto de energía en la comunicación con el satélite.
- Espectro de la señal: es muy importante a la hora del diseño conocer la frecuencia con la que se establecerá la comunicación con el satélite ya que determinará la potencia necesaria y el tamaño de la antena.
- Velocidad de transmisión de datos: esta velocidad debe ser lo más alta posible ya que es lo



más positivo.

- Factor de ocupación: es el tiempo necesario para operar el enlace con el satélite.
- Disponibilidad del enlace: es el tiempo que dura el enlace satélite-tierra.
- Tiempo de espera: es el tiempo que se tarda en establecer contacto con el satélite una vez que este está a la vista de la estación.
- Amenazas: son todos los factores que puedan afectar a la señal y provocar una interferencia o una interrupción.

9.3 Estación de seguimiento

En esta parte se seleccionará la estación de seguimiento desde la cual se operará el satélite propuesto en este proyecto.

En primer lugar se debe elegir si la estación que se usará será una nueva, diseñada y construida específicamente para este satélite, o se utilizará una ya existente. El primer caso tiene como aspecto positivo que tendría dispositivos y material dedicados específicamente para el satélite y sería lo más óptimo desde el punto de vista operativo. El problema de este tipo es que sería una opción muy cara. En el caso de una estación ya existente, su uso sería mucho más barato pero no dispone del material más óptimo para la operación. A pesar de ello para este proyecto se ha elegido el segundo caso ya que uno de los parámetros más importantes en el diseño es el precio, si se pretende que el satélite no sea excesivamente caro.



Figura 11: Estación de Villafranca del Castillo

La estación elegida es la estación de seguimiento de satélites situada en Villafranca del Castillo o VILSPA.

Esta estación se ha usado en proyectos como el IUE (International Ultraviolet Explorer), OTS-2 (Orbital Test satellite), GOES-1 (Geostationary Operational Environmental Satellite), MARECS (Maritime Communication Satellite), EXOSAT (European X-Ray Observatory), ISO (Infrared Space Observatory), XMM (X-ray Multi-Mirror Observatory).

La estación dispone de 8 antenas para la comunicación con el espacio. Sus antenas permiten la comunicación en un espectro de bandas muy ancho. Las antenas más importantes para la misión propuesta en este proyecto son las VIL-1, VIL-2 y VIL-4 cuyas imágenes se han obtenido de [1].

- VIL-1 Figura 12: tiene un diámetro de 15 metros y opera a 2025 - 2300 GHz (Banda S). Es la antena usada durante los lanzamientos y puesta en órbita de los satélites (LEOP o Launch



Figura 12: Antena VIL-1



and Early Orbit Phase).

- VIL-2 Figura 13: tiene características muy similares a la VIL-1, 15 metros de diámetro y también opera en la banda S. Su participación también se encuentra en la LEOP.



Figura 13: Antena VIL-2

- VIL-4 Figura 14: esta antena tiene 12 metros de diámetro y opera en la banda C (3.7 – 6.4 GHz).



Figura 14: Antena VIL-4



Referencias

1. <http://www.telescopios.org/Vilspa.htm>
2. García Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.



10. Diseño de la estructura

10.1 Introducción

El objetivo de este capítulo es el prediseño de la estructura del satélite de tal forma que cumpla los requisitos necesarios para el lanzador seleccionado. En este caso se debe consultar el documento ASAP 5 (*Ariane 5 Structure for Auxiliary Payload*) que es el que establece las condiciones que debe cumplir la estructura.

La estructura del satélite tiene tres misiones:

- Proporcionar apoyos en lo que se coloquen los demás subsistemas
- Garantizar la resistencia estructural adecuada durante toda la vida útil del satélite sin fallos.
- Mantener la rigidez operativa adecuada para poder mantener la funcionalidad de los subsistemas situados en el interior del satélite.

El criterio de diseño primordial es el de ahorro de peso, se buscará una estructura que sea lo más ligera posible dentro de los límites establecidos. La estructura y el material elegidos serán aquellos que cumplan las condiciones de carga y vibraciones exigidas y tengan el menor peso posible. El motivo de la elección de este criterio es que un sobrepeso en la estructura implica un sobre coste excesivo del proyecto resultando en una disminución de su atractivo para la inversión de capital en él.

La geometría propuesta para el microsatélite es la de un cubo de 0,4 metros de arista después de analizar otros microsatélites de propósito similar. El cubo tendrá los paneles solares situados en cada una de las caras laterales, será hueco y en su interior se encontraran los equipos del satélite. Siendo la parte inferior la encargada del alojamiento de la cámara fotográfica, adicionalmente ésta poseerá un orificio para poder pasar el foco de la cámara. La parte superior será la que tendrá los dispositivos de comunicación (antenas).



10.2 Idealización de la Estructura

Como se ha dicho, la estructura será un cubo de 0,4 metros de arista y un peso de 25,5 kg. A partir de estos datos iniciales se pueden estimar los pesos concretos de cada uno de los subsistemas.

Tabla 5: tabla de datos de la masa de cada subsistema

Subsistema	Masa (% de la masa del satélite y masa)
Sistema de control de Actitud	10% / 2,55kg
CDH	5% / 1,28
Sistema de Potencia	23% / 5,87kg
Telecomunicaciones	5% / 1,28kg
Control Térmico	2% / 0,51kg
Carga de Pago	55% / 14,03kg

Como se puede observar en la carga de pago, se cumplen los límites de peso establecidos por la cámara elegida para el proyecto.

10.3 Selección del material.

El material seleccionado para el proyecto será la aleación de aluminio 7075, después de una revisión de proyectos similares se ha creído que es lo más conveniente, puesto que es el material más comúnmente seleccionado por otros proyectos de diseño de microsátélites similares. Este material es de uso muy común en la industria aeroespacial y por ello se conocen muy bien sus propiedades y su comportamiento frente a muy diversas situaciones, además es un material de buenas propiedades de mecanización, lo que implica una sencilla fabricación de la estructura. Además a la aleación se le aplicará un tratamiento de templado T6 con el fin de mejorar sus propiedades. El tratamiento T6 consiste en un temple y maduración artificiales. La ventaja que tiene el aluminio respecto al resto de materiales es que su precio es más bajo que el de aleaciones de Titanio o de Magnesio pero tiene propiedades mecánicas muy buenas.



Tabla 6: datos de la aleación 7075 de aluminio

Magnitud	Valor
Modulo de Elasticidad	71 Gpa
Coefficiente de Poisson	0,33
Densidad	2810 kg/m ³
Carga Ultima	530 Mpa
Carga Limite	440 Mpa

A continuación se procede a evaluar los requerimientos del lanzador Ariane. El documento (*Ariane User's Manual Issue 5 Revision 1*) señala los requerimientos de frecuencia, tensión y límite de elasticidad. La frecuencia natural del satélite para los ejes longitudinales debe ser superior a 90 Hz y para los laterales mayor de 45 Hz, según el manual del lanzador Ariane. Los límites de carga última serán de 1,23 y de carga límite de 1. Para satélites similares se han calculado ya valores de las frecuencias con resultados de aproximadamente 170 Hz en la dirección longitudinal y 90 Hz en la dirección lateral por lo que se cumplen las condiciones establecidas para el uso del lanzador Ariane.

10.4 Cálculo de la estructura

El objetivo de este apartado es el dimensionamiento de la estructura a partir de los datos del material seleccionado y de la primera idealización de la estructura. El dimensionado de la estructura consistirá en el cálculo del espesor que debe tener la estructura para poder soportar los esfuerzos dinámicos a los que se verá sometida, ya se conoce del apartado anterior que la estructura es capaz de soportar estas cargas sin embargo el objetivo es detallar más la estructura.

Se comienza con el cálculo de la frecuencia natural de vibración del satélite. Para ello se debe idealizar la estructura como una masa de un solo grado de libertad y se calcula la frecuencia con la expresión siguiente.

$$f_{nat} = \frac{1}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{k}{m}} = \frac{1}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{A \cdot E}{m \cdot L}} \quad (5)$$

F_{nat} es el valor de la frecuencia natural, k es la rigidez de la estructura y m es la masa de la estructura. Dado que el satélite solo es simétrico respecto a su eje vertical se debe calcular la

frecuencia en la dirección axial y en la lateral. La idealización de la estructura viene representada en la figura 15.

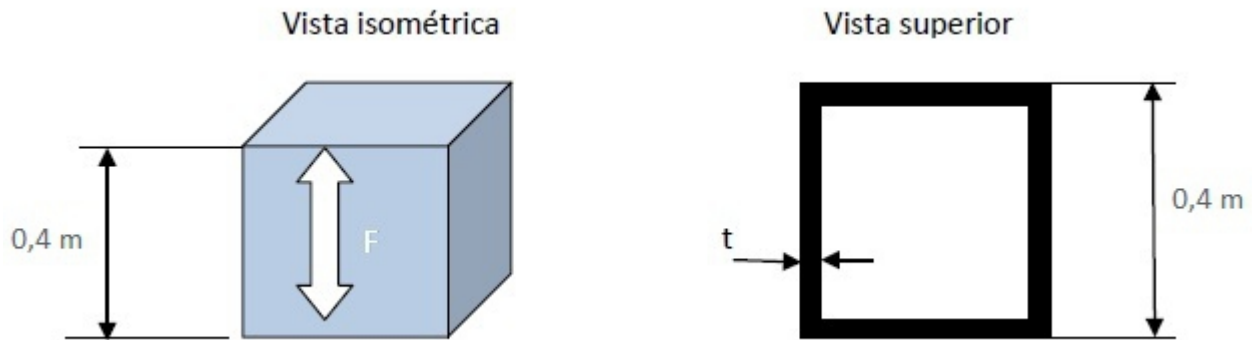


Figura 15: idealización de la estructura

La idealización en la dirección axial, conociendo el dato de frecuencia (≥ 90 Hz), la masa (m), la rigidez (E), el área ($A = 4(0,5t - t^2)$) se despeja el valor de t que es el espesor de la estructura. El objetivo de esta operación es adecuar el diseño a las restricciones impuestas principalmente por el lanzador elegido para que el satélite pueda soportar el lanzamiento.



Referencias

1. Ravanbakhsh A., Franchini S. 2010. Preliminary Structural Sizing of a Modular Microsatellite Based on System Engineering Considerations. Third International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications. 8 pp.
2. Ravanbakhsh A., Franchini S. 2012. Multiobjective optimization applied to structural sizing of low cost university-class microsatellite projects. Acta astronautica, 79: 212-220.
3. Pila Vigalondo A., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 102 pp.
4. Albert Miralles J. 2012. Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 112 pp.



11. Diseño del sistema de potencia

11.1 Introducción y opciones

Este capítulo estará dedicado al diseño detallado del sistema de potencia del satélite propuesto en el proyecto. Primeramente se revisarán las opciones que existen para la obtención de energía en un microsatélite, a continuación se calculará el presupuesto de energía del satélite. Después se hará un diseño detallado de los paneles y baterías que sean requeridos para el satélite y, finalmente, se diseñará un regulador para el sistema de potencia.

El subsistema de potencia de un satélite es el encargado de producir y distribuir la energía dentro del satélite, para que todos los componentes y subsistemas puedan tener un funcionamiento adecuado. Para poder realizar este diseño es importante conocer los parámetros importantes del diseño como: la potencia media consumida, la potencia pico y el perfil de la órbita del satélite.

11.2 Presupuesto de energía

El primer paso a la hora de realizar el diseño del sistema de potencia es conocer el presupuesto de potencia que va a tener el satélite, además se deberá calcular lo que consumirán individualmente los subsistemas. Se tomara como valor de potencia media 40 W. Además se debe tener en cuenta el enlace con la estación de Tierra, cuyo valor es de 50 W y tiene una duración de 10 minutos.

Subsystem	Mass (kg)	Power (w)
ADCS (active)	$-0.0142 M_t + 13.748$	$0.0036 P_{av} + 18.304$
ADCS (passive)		$-0.0152 P_{av} + 8.858$
C&DH	$-0.0079 M_t + 5.5627$	$-0.03 P_{av} + 15.39$
TT&C	$-0.0103 M_t + 6.5935$	$0.0456 P_{av} + 25.583$
TCS	$0.0498 M_t + 0.4785$	$0.0067 P_{av} + 0.7862$
SS	$-0.01 M_t + 31.079$	-

Figura 16: tabla de datos del consumo de energía de los subsistemas del satélite obtenido de [4]



Tabla 6: tabla de consumo de los subsistemas

Subsistema	Potencia (W)	
	Continuo	Sobre Control
ACDS	18,3	-
CDH	8,86	-
TT&C	15,39	50
TCS	25,58	-
Payload	0,79	-

Una vez estimados estos datos se procederá a un cálculo más detallado de la obtención de potencia del satélite en una órbita. Para ello se deben conocer los datos de la órbita, entre ellos los más importantes son los relacionados con el eclipse, por ello se debe conocer el ángulo de entrada en eclipse, el ángulo de salida de eclipse y la velocidad del satélite en la órbita de manera que se puedan calcular los tiempos correspondientes al eclipse y al día.

$$\theta_{entrada} = 113,9^\circ = 1,98793 \text{ rad} \quad (7)$$

$$\theta_{salida} = 246,1^\circ = 4,29526 \text{ rad} \quad (8)$$

$$w_{órbita} = 0,00107800701545233 \text{ rad/s} \quad (9)$$

Conociendo esto procedemos a calcular los tiempos de día y de eclipse.

$$t_{eclipse} = \theta_{eclipse} / w_{órbita} = (\theta_{salida} - \theta_{entrada}) / w_{órbita} = 2140,54266 \text{ s} \quad (10)$$

$$t_{dia} = \theta_{dia} / w_{órbita} = (2\pi - \theta_{eclipse}) / w_{órbita} = 3688,15782 \text{ s} \quad (11)$$

Ahora se procede al cálculo de las potencias requeridas en eclipse y día. Con esto sabremos los datos necesarios para prediseñar adecuadamente las células solares y las baterías que llevara el satélite.

$$P_{eclipse} = P_{ACDS} + P_{CDH} + P_{TT\&C} + P_{TCS} = 43,45 \text{ W} \quad (12)$$

A continuación para el cálculo durante el día se debe tener en cuenta que se establecerá la conexión con la estación de tierra, por lo cual durante 10 minutos el consumo del subsistema TT&C aumentara 50 W mientras dure la transmisión.

$$P_{dia} = P_{ACDS} + P_{CDH} + P_{TT\&C} + P_{TCS} + P_{Carga \text{ de } pago} = 54,675 \text{ W} \quad (13)$$



Como se puede observar de los cálculos se excede la potencia original supuesta para el satélite de manera que se debe realizar una segunda aproximación de la potencia además la estimación de la potencia consumida por la carga de pago no es adecuada para este caso, esta vez se usará como referencia el UPMSat-1 ya que es un satélite de características similares. Se modifican los valores de continuo mientras que el valor transitorio de potencia requerida para la conexión con la estación de control se mantiene constante en valor y condiciones temporales.

Tabla 7: segunda estimación del consumo de potencia

Subsistema	Potencia	
	Continuo	Sobre Control
ACDS	2	-
CDH	4	-
TT&C	4	50
TCS	1	-
Payload	9	-

Con esta segunda aproximación el total de potencia requerido de forma continua es de 20 W, un valor que ya entra dentro del rango de potencia producida por las placas y, además se corrige la estimación del consumo de potencia de la carga de pago por el consumo de la cámara ya conocido. Durante el tiempo de transmisión sobre control y en eclipse se habrá de usar una batería para poder alcanzar el pico de potencia necesario y recargar la misma cuando no se este usando.

11.3 Paneles Solares

Una vez calculada la potencia requerida por los elementos se pasará a dimensionar los paneles solares que habrá de llevar el microsatélite a bordo.

Los paneles solares de este microsatélite irán situados en cada una de las caras laterales del cubo (siendo la cara inferior aquella que lleva la cámara fotográfica), de esta manera se ahorra espacio y se evita tener que instalar complejos mecanismos para paneles desplegados, que harían el proyecto inviable económicamente. Cada panel tendrá 0,128 m² de superficie, esto representa el 80% de la cara del satélite debido a que en un panel solar no toda la superficie del mismo está formada por las células fotovoltaicas.

Ahora se realizará una comparación entre los distintos materiales que se usan en la construcción de paneles solares. Entre las opciones existentes se encuentran el silicio (Si), el



arseniuro de galio (GaAs) y las células multiunión. Entre las células simples el rendimiento más alto lo tiene el arseniuro de galio con un 29%, el silicio tiene un 24%, sin embargo cabe destacar las células multiunión en desarrollo pues estas tienen un rendimiento mucho más alto que las de silicio o arseniuro de galio pues se espera que puedan alcanzar rendimientos del 35%.

Además se deberá comprobar la degradación de las células a lo largo de la vida útil del satélite, ya que estas deben ser capaces de cumplir su función al final de la vida del satélite una vez que hayan sufrido degradación por el efecto de la temperatura y de la radiación recibida.

La degradación por temperatura es un efecto lineal, aproximadamente $-0,2\%$ o $-0,3\%$ por $^{\circ}\text{C}$ en un rango de temperaturas de 20 a 70°C para las células de silicio, que son las que tienen mejor rendimiento a altas temperaturas (encontradas en órbitas LEO y GEO).

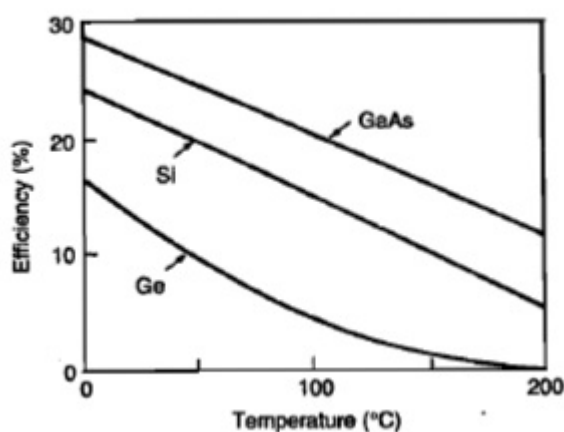


Figura 17: Rendimientos para los semiconductores más importantes

La degradación por radiación es distinta según el material que usemos en el panel, para el silicio el valor es de $3,75\%$ y para el arseniuro de galio es de $2,75\%$, ambos por año. Conociendo estos datos, los rendimientos al final de la vida útil de las células solares son del 20% para el GaAs y del 12% para el Si.

11.4 Estimación de la generación de energía por los paneles en una órbita

A continuación se calculará la energía que proporcionan los paneles en una órbita. Para realizar este cálculo habrá que tener en cuenta los dos movimientos que tiene el satélite, el



movimiento de la órbita y la rotación sobre si mismo de manera que se calcularán cada una de las caras por separado para luego sumar los totales.

$$P = I_{sol} \cdot A_{panel} \cdot \eta \cdot \sin(\theta - \theta_0) \cdot (\cos(\delta - \delta_0) + \sin(\delta - \delta_0)) \quad (14)$$

En esta expresión tomaremos $I_{sol} = 1360 \text{ W/m}^2$ (la radiación que llega del Sol a la Tierra) y A_{panel} el área efectiva del panel para este caso que es de $0,128 \text{ m}^2$. El ángulo θ representa el giro alrededor de la Tierra y el ángulo δ representa el giro del satélite respecto a su eje vertical. Los valores iniciales (aquellos de subíndice cero) corresponden a las condiciones iniciales, en este caso el satélite se encuentra en el punto más cercano al Sol y con giro nulo.

Además se debe tener en cuenta el eclipse que no aparece numéricamente en la expresión anterior. De manera que el cálculo con la fórmula anterior no debe realizarse para valores de θ entre $113,9$ y $246,1^\circ$ el valor es nulo en esta zona pues el satélite se encuentra en la sombra del eclipse.

De esta manera el valor importante es el del rendimiento de la célula, que hará que varíen los valores de potencia de las células.

Para el cálculo de la potencia, que obtendrían los paneles aquí supuestos, se ha usado el modelo de Simulink, que se describe en el próximo capítulo.

La figura 18 corresponde a células de GaAs con un rendimiento del 20%, la potencia media que se obtiene tiene un valor de $17,3 \text{ W}$ para las condiciones al final de la misión.

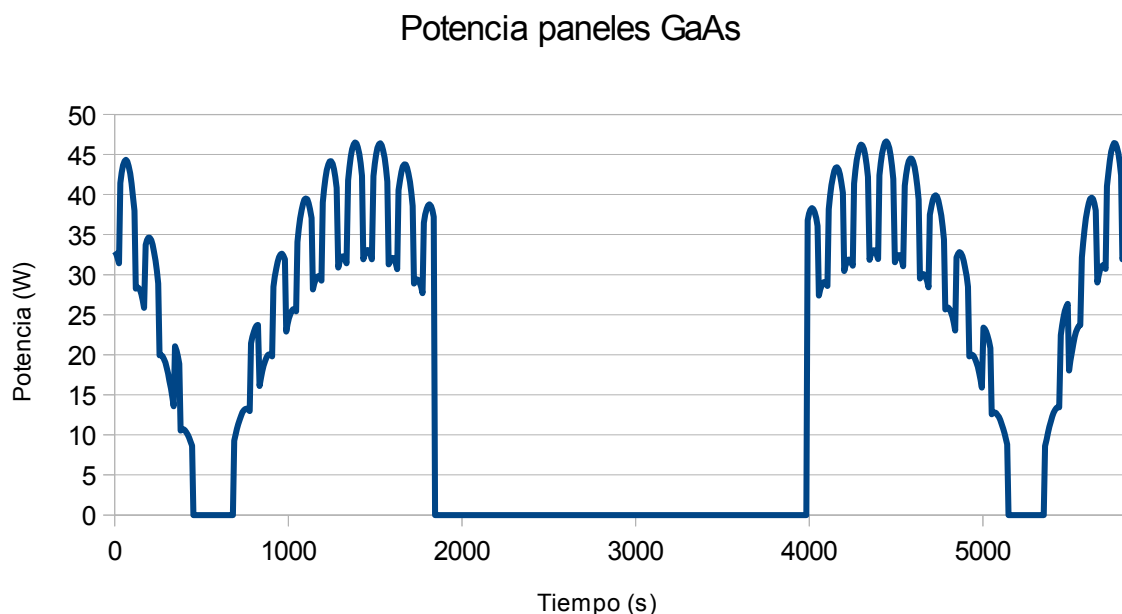


Figura 18: gráfica de la obtencion de potencia mediante celulas de GaAs



La figura 19 corresponde al silicio con un rendimiento del 12%, la potencia media obtenida vale 10,06 W para las condiciones al final de la misión.

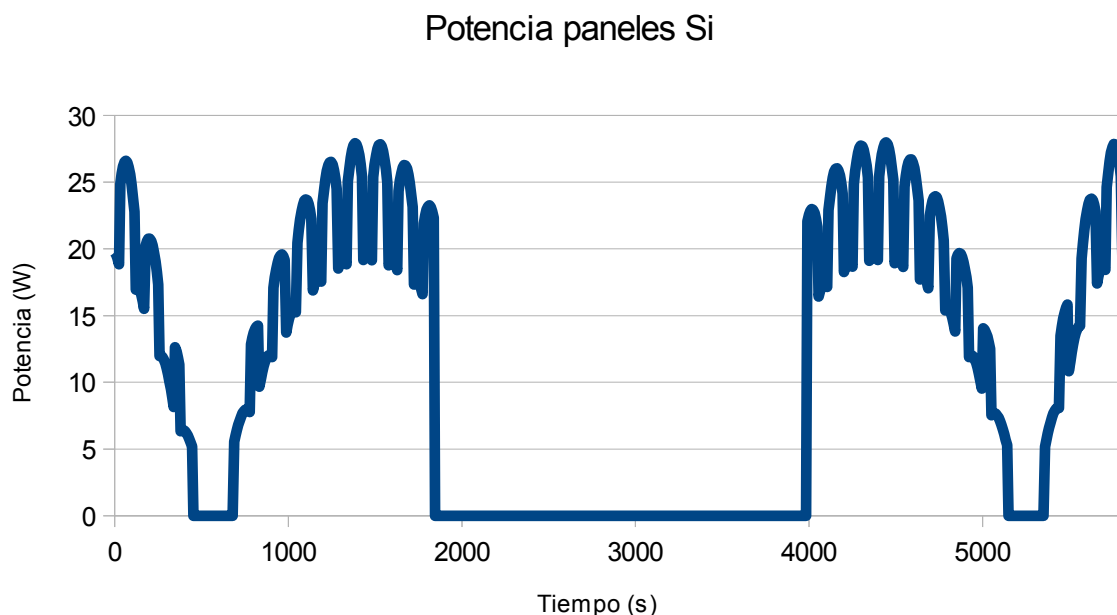


Figura 19: gráfica de la obtención de potencia mediante células de Si

Los resultados obtenidos señalan que tan solo se podría conseguir la obtención adecuada de potencia con células de GaAs con lo cual este será el material a usar en las placas solares. Aun así habría problemas durante el final de la misión.

11.5 Baterías

En este apartado se tratará el estudio y selección de una batería adecuada para el satélite.

Las baterías son unos elementos capaces de almacenar energía en su interior para poder ser usada cuando sea necesario. Para el caso de este proyecto hay momentos en los que el satélite no es capaz de ser alimentado de energía por los paneles solares, o éstos mismos no son capaces de abastecer toda la energía requerida por él mismo; de manera que se necesita una fuente adicional de energía que permita alcanzar estos picos de potencia. En este caso es necesaria una batería.



La ventaja que tienen las baterías como sistemas de potencia secundarios es que son recargables, de manera que pueden volver a alcanzar niveles de carga similares a los iniciales si son cargadas de energía en las fases en las que haya un exceso de potencia.

11.6 Parámetros importantes

En este apartado se describirán los parámetros más importantes de las baterías.

- SOC (*State of Charge*) o Estado de carga: definido como el cociente de la capacidad restante de la batería y la capacidad total de la misma. Es un parámetro importante en el entorno espacial ya que una batería muy descargada se congela a una temperatura más alta que una batería completamente cargada.

$$SOC = \frac{Ah_{\text{restante}}}{Ah_{\text{total}}} \quad (15)$$

- DOD (*Depth of Discharge*), o profundidad de descarga, está definida como el cociente entre la capacidad drenada de la batería en carga máxima y la capacidad total de la misma.

$$DOD = \frac{Ah_{\text{drenado}}}{Ah_{\text{total}}} \quad (16)$$

Además se establece la siguiente relación entre ambos parámetros.

$$DOD = 1 - SOC \quad (17)$$

- Energía específica (Wh/kg): energía almacenada por unidad de masa.
- Densidad energética (Wh/l): energía almacenada por unidad de volumen.
- Potencia específica: definida como la potencia que es capaz de dar la batería por unidad de masa o de volumen.
- Ciclos de vida: es el número de veces que la batería puede ser cargada y descargada (C/D) manteniendo su voltaje nominal.

En general en las órbitas LEO los tiempos de eclipse son cortos pero con una alta periodicidad de manera que se requerirá una batería capaz de realizar numerosas descargas de baja potencia. Traducido a los parámetros. Se requiere una DOD baja, pero con un valor elevado de



ciclos de vida.

Los materiales habitualmente usados para este tipo de misiones son Níquel-Cadmio (Ni-Cd), Plata-Zinc (Ag-Zn) o las de Litio (Li-ión). A continuación se muestra una tabla con la capacidad específica de energía de las baterías según el material del que estén hechos.

Type	Specific energy (W h/kg)
Ni-Cd	39
Ni-H ₂	52
Ag-Zn	60
Ni-MH	60
Li-Ion	80
Li-TiS ₂	125
Na-S	150

Figura 20: Energía almacenada en la batería por unidad de masa

El análisis de la tabla demuestra que entre los materiales más comunes, el que tiene una mejor relación energía-peso es el Li-ion.

11.7 Cálculo de la batería

En este apartado se realizarán los cálculos necesarios para conocer las características que debe tener la batería que lleve a bordo el microsatélite, para luego poder elegir la más adecuada entre las ofertadas por los fabricantes.

En primer lugar se debe calcular la energía demandada durante el periodo de eclipse.

$$P \cdot T = P_e \cdot T_e = 13,08 \text{ W} \cdot h \quad (18)$$

Una vez conocido este valor se procede al cálculo de la capacidad de la batería mediante la siguiente expresión.

$$C_b = \frac{P \cdot T}{DOD \cdot N \cdot \eta} = 58,865 \text{ W} \cdot h \quad (19)$$

El valor del DOD es de aproximadamente 20%, el valor de η es el del rendimiento de transmisión de energía, cuyo valor es de 0,9. Por último el valor N es el del número de baterías, que

en este caso se considera igual a la unidad. El valor en amperio es igual a 2,102 A considerando un bus de 28 V.

Por último se debe calcular la intensidad que circula en la batería durante el proceso de carga, mediante la expresión siguiente:

$$I_c = \frac{C_b \cdot DOD \cdot 1,1}{T_c} = 0,451 \text{ A} \quad (20)$$

En la fórmula el valor T_c es el del tiempo que dura la carga, para este caso se tomara todo el tiempo que están expuestos los paneles a la luz solar.

11.8 Fabricantes

La batería elegida pertenece a la compañía Space Vector, modelo P/N 36441 (Figura 21). Las características de este modelo son las siguientes: su capacidad es de 2,2 Ah y su peso es de 3 kg. Los parámetros de este modelo son los que mejor se ajustan al perfil de la misión por lo que es la elegida. Además es una batería de dimensiones reducidas y muy ligera con lo cual concuerda con la línea de diseño del proyecto.



Figura 21: Batería Space Vector P/N 36441

11.9 Regulador

El regulador es un elemento imprescindible en este tipo de sistemas eléctricos, cuya función es la de controlar la carga y descarga de la batería, para evitar una descarga profunda o una sobrecarga de la misma. De esta manera su función es la de establecer o cortar la conexión de la batería con los paneles solares.



Existen principalmente dos maneras de regular este tipo de sistemas: PPT (Power Point Tracking o seguidor de potencia de pico) y DET (Direct Energy Transfer o transferencia de energía directa).

El sistema PPT es un convertidor DC-DC que opera en serie con los paneles solares extrayendo la energía exacta necesaria para el satélite, por lo que es un sistema no disipativo. Es un sistema que tiene ventajas en misiones de duración inferior a 5 años. Las ventajas más importantes de este sistema son que en órbitas LEO el PPT permite la máxima optimización a la hora de la carga de las baterías después del periodo de eclipse en la órbita, y que no necesita un regulador de la batería. Las desventajas que posee este sistema son que al final de la vida útil del satélite tiene un rendimiento inferior al DET y que la disipación de calor dentro del propio satélite es mayor. En general se considera que este sistema es el más útil para satélites en órbitas LEO. Las distintas formas que existen de construir este sistema son las siguientes: en serie, en paralelo y en serie-paralelo (Figura 22). Por ello para la regulación de potencia en este satélite se usará la configuración en serie.

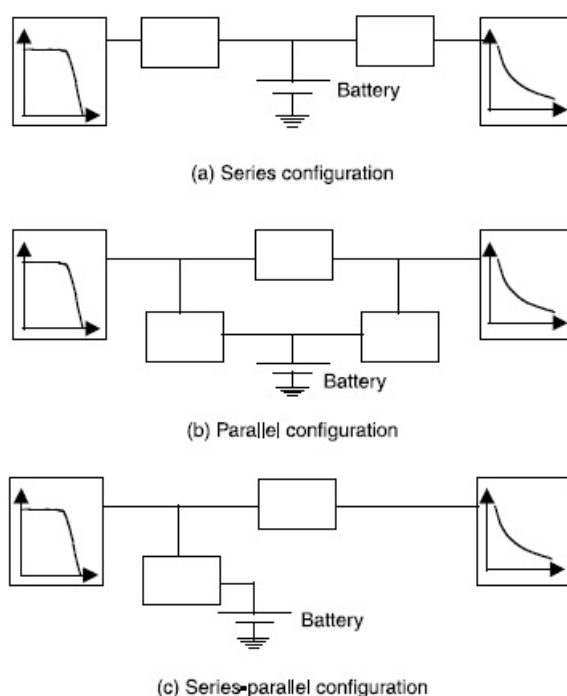


Figura 22: distintas configuraciones del regulador



Referencias

1. Patel M. R. 2005. Part B: PV-Battery System. En: Spacecraft Power Systems, CRC Press. pp 6-13
2. Fraas L., Partain L. 2010. Part IV Solar Cells in Space. En: Solar Cells and their Applications. John Wiley & Sons. pp 395-425
3. Jha A.R.. 2010. Solar Cell and Array Designs Best Suited for Space Applications. En: Solar Cell Technology And Applications. CRC Press. pp 171-209
4. Ravanbakhsh A., Mortazavi M., Roshanian J. 2010. Multidisciplinary Design Optimization Approach to Conceptual Design of a LEO Earth Observation Microsatellite. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
5. Castro M. 2008. Pilot production of concentrator silicon solar cells Approaching industrialization. Solar Energy Materials ☺ & Solar Cells 92: 1697-1705.
6. Strobl G.F.X. 2005. Evolution of Fully European Triple GaAs Solar Cells. 7th European Space Power Conference
7. Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G. 2004. Celestial Mechanics. En: Spacecraft Systems Engineering, 3rd Ed. (Fortescue P. Stark J. P. W. Swinerd G., eds.). John Wiley & Sons. pp. 49-79.
8. Pila Vigalondo A., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 102 pp.
9. Garcia Leis D., 2012. Diseño del sistema de potencia en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 220 pp.
10. Albert Miralles J. 2012. Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja. Proyecto de fin de carrera (Inédito). EUITA. UPM. 112 pp.



12. Simulación del sistema de potencia del satélite UPMSat-2 mediante Simulink

12.1 Introducción

Este capítulo estará dedicado al análisis del sistema de potencia del satélite UPMSat-1 mediante el uso de la herramienta Simulink perteneciente al programa MATLAB. El análisis se realizará para calcular la potencia obtenida de los paneles solares y la carga y descarga de la batería. Este análisis se llevará a cabo para una órbita. Con los datos obtenidos se compararán con aquellos obtenidos en la herramienta Microsoft Excel. El objetivo de este capítulo consistirá en validar el modelo del sistema de potencia realizado en la herramienta Simulink para su posterior uso en el análisis del sistema de potencia para otros satélites de forma rápida y eficaz.

La herramienta Simulink es un módulo perteneciente al programa MATLAB que permite la realización de un rápido análisis de sistemas multidominio basado en modelos. El uso del Simulink permite la ampliación de los modelos ya realizados en otros programas informáticos como el Microsoft Excel o el LTSpice. Los modelos realizados con Simulink están basados en diagramas de flujo de datos, gracias a ello se puede realizar una representación del comportamiento de un elemento, en este caso es el sistema de potencia de un satélite, y mediante un adecuado input de datos obtener datos de comportamiento en multitud de situaciones.

El modelo construido con la plataforma Simulink que se ha realizado pretende representar el comportamiento de el sistema de potencia del UPMSat-2 y está dividido en tres partes. La primera parte corresponde a los paneles solares, la segunda a los elementos pasivos y la tercera a la batería que se encuentra a bordo del satélite.

Los datos de partida para la construcción del modelo provienen de datos de la órbita y de parámetros de las placas solares. El formato usado en los datos de partida es una tabla en la que el valor del parámetro o dato en cuestión va asociado al tiempo, de esta manera se consigue la simulación a lo largo del tiempo. Los datos se han extraído de una hoja de cálculo de Excel y se han implementado directamente como variables en un archivo de extensión .mat. Los datos usados se encuentran listado a continuación.



- **Ángulo de la órbita (θ):** es la posición del satélite en la órbita a lo largo del tiempo. Esto implica que también se conoce la velocidad angular de giro alrededor de la Tierra.
- **Ángulo que forma el campo magnético con los rayos solares (γ):** es el ángulo formado por el campo magnético con los rayos. Es necesario ya que el satélite sigue las líneas del campo magnético terrestre. Con ello se puede calcular el ángulo de incidencia de los rayos solares con los paneles solares.
- **Velocidad angular de rotación del satélite:** se debe conocer la velocidad angular de rotación del satélite sobre sí mismo para poder conocer que paneles reciben luz solar en cada momento.
- **Ángulos de eclipse:** se deben conocer los ángulos de entrada y salida de eclipse. Ambos son valores numéricos constantes correspondientes a $113,9^\circ$ y $246,1^\circ$.
- **ACDS:** es el consumo de energía del subsistema ACDS a lo largo del tiempo, en este modelo se considera variable aunque también se puede implementar como una constante.
- **TT&C Transitorio:** representa el consumo extra de potencia por parte del sistema de comunicaciones durante la conexión con la estación de tierra, el valor es de 50 W y se da durante los primeros 10 minutos de la órbita.
- **Área del panel (A_{panel}):** es el área que tienen los paneles solares construidos en el satélite.
- **Insolación (I_{sol}):** es el valor de la insolación a la altura en la que se encuentra el satélite. El valor es de 1370 W/m^2 .
- **Rendimiento (η):** es el rendimiento que tienen las células solares. El valor corresponde a un porcentaje.



12.2 Modelo de los paneles solares

Este apartado del capítulo estará dedicado al análisis de la parte del modelo dedicada a los paneles solares. Se analizará el modelo de Simulink y se expondrán los resultados comparándolos con aquellos obtenidos en la herramienta Microsoft Excel. El modelo realizado pretende simular el comportamiento del conjunto de los paneles a partir del comportamiento individual de cada uno de ellos.

El objetivo es calcular la potencia a partir de la siguiente fórmula:

$$P = I_{sol} \cdot \eta \cdot P_{cara} \cdot A_{panel} \quad (21)$$

Los valores de I_{sol} , η y A_{panel} ya son conocidos inicialmente por lo que el valor a calcular es P_{cara} (la proyección de la cara que recibe la radiación). También se deben establecer las condiciones de eclipse en el modelo y se deben establecer las condiciones de incidencia de la radiación.

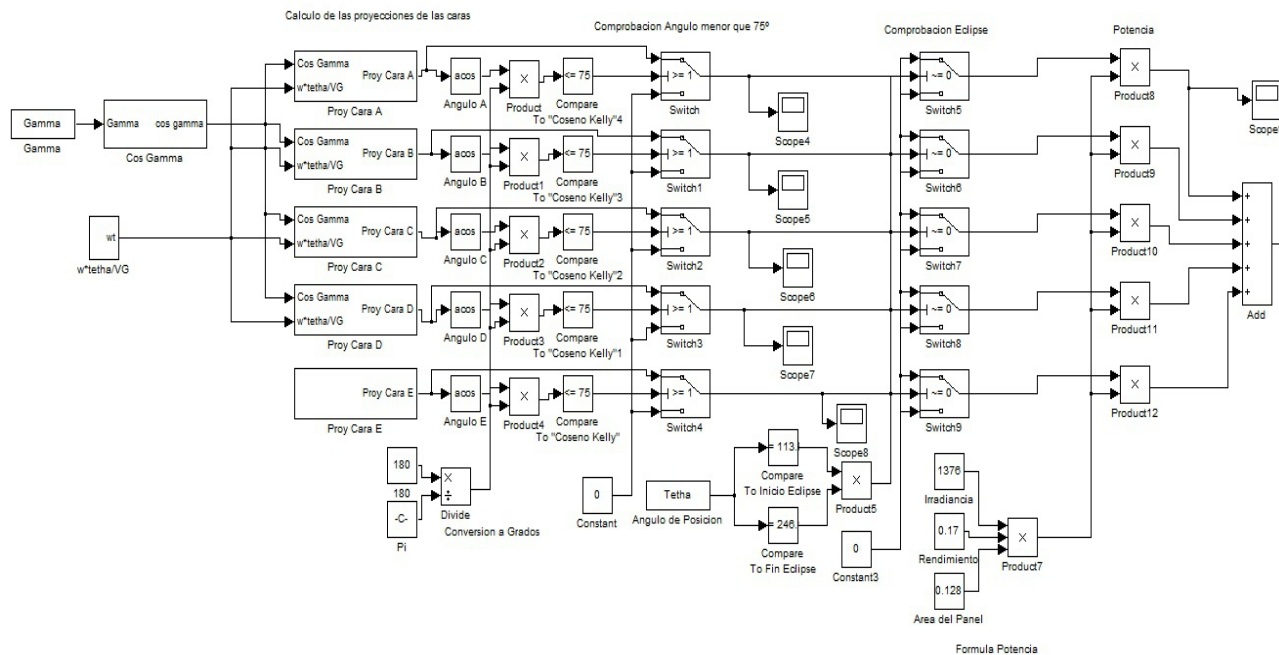


Figura 22: modelo global de los paneles implementado en Simulink

La figura 22 representa el modelo global de simulación de los paneles, es un diagrama de flujo que se recorre de izquierda a derecha. Contiene los cuatro pasos que se deben realizar, el primero es el cálculo de las proyecciones de las caras, el segundo la comprobación de la incidencia solar, el tercero la comprobación de la existencia de eclipse y finalmente el último es la suma de los

resultados para cada panel individual y la obtención del resultado global de generación de energía.

A continuación se expondrán los submodelos correspondientes al cálculo de las proyecciones de las caras. Todos los modelos comparten características similares, y solo se diferencian en la expresión usada para el cálculo pero comparten los datos iniciales, estos son el ángulo γ y el producto de la velocidad del satélite por el tiempo.. La figura 23 corresponde con la cara A que es la que se encuentra iluminada completamente por la radiación en el estado inicial. La fórmula que resulta del modelo viene representada inmediatamente debajo.

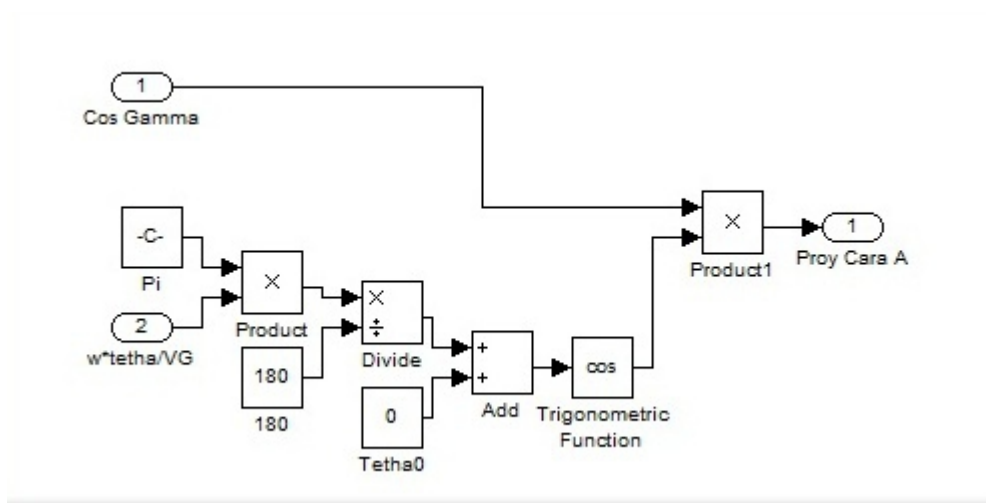


Figura 23: modelo de la cara A

$$Proy_A = \cos \gamma \cdot \cos \left(\theta_0 + \frac{w \cdot \pi \cdot \theta}{180 \cdot v_{orb}} \right) \quad (22)$$

La cara B es la siguiente del satélite recorriéndolo en el sentido de las agujas del reloj. Aparece reflejada en la figura 24.

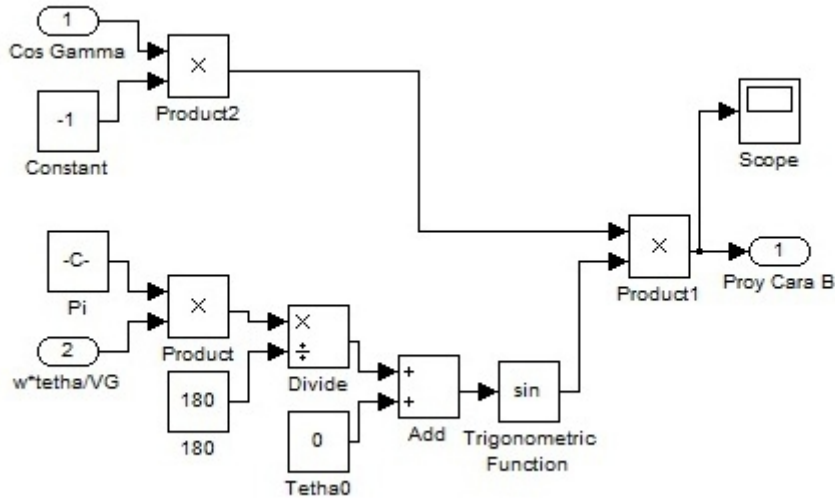


Figura 24: modelo de la cara B

La cara C es la inmediatamente opuesta a la A y su modelo esta representado en la figura 25.

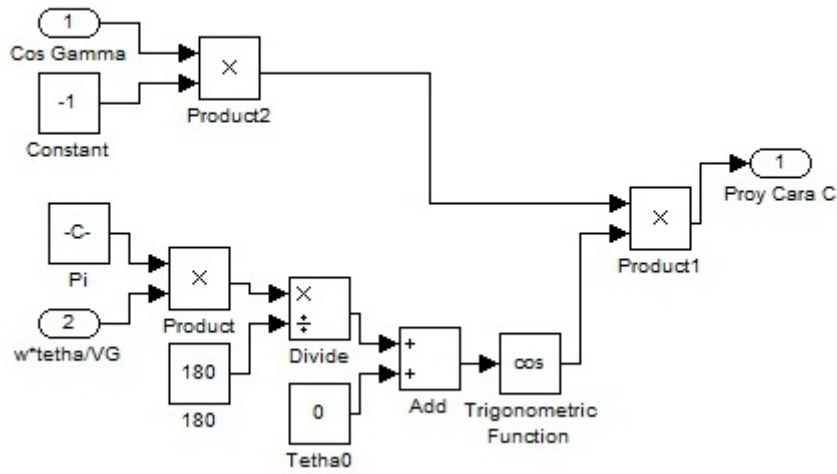


Figura 25: modelo de la cara C

$$Proy_C = -\cos\gamma \cdot \cos\left(\theta_0 + \frac{w \cdot \pi \cdot \theta}{180 \cdot v_{orb}}\right) \quad (23)$$

La cara D es la ultima de las caras laterales. El modelo viene en la figura 26.

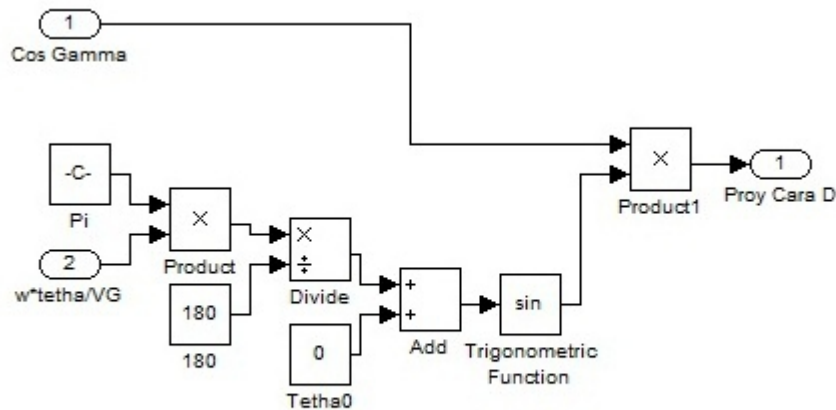


Figura 26: modelo de la cara D

$$Proy_D = \cos \gamma \cdot \sin \left(\theta_0 + \frac{w \cdot \pi \cdot \theta}{180 \cdot v_{orb}} \right) \quad (24)$$

Por último la cara E es la cara superior del satélite, es la más simple de operar como se refleja en la figura 27.

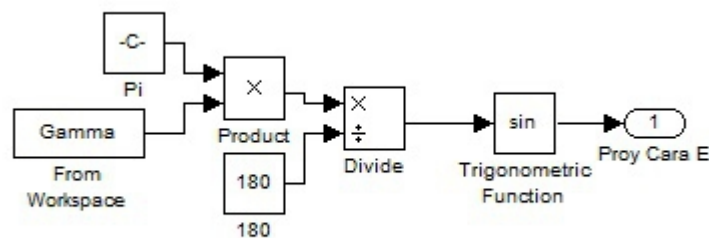


Figura 27: modelo de la cara E

$$Proy_E = \sin \frac{\gamma \cdot \pi}{180} \quad (25)$$

El resultado de cada uno de los submodelos es un valor comprendido entre -1 y 1 puesto que la última operación realizada es una función trigonométrica, este valor representa la proporción de la cara que está iluminada, un valor de 1 representa que la cara recibe directamente la radiación, un valor de 0 o negativo significa que no recibe radiación.

El siguiente paso es comprobar si la incidencia de la radiación es adecuada, esto se hace



porque si el ángulo formado por los rayos y la normal de la superficie tiene valores cercanos a 90° el valor de corriente generado por la célula solar es inferior al definido teóricamente o nulo. Para valores inferiores a 50° se cumple la expresión $I = I_0 \cdot \cos(\alpha)$ siendo α el ángulo de incidencia. Para valores superiores a 85° la célula no genera energía. Para valores intermedios se debe realizar una aproximación mediante una curva energía-ángulo llamada coseno de Kelly. Sin embargo, para el modelo presentado en este trabajo, se han simplificado los cálculos y se ha considerado que la generación de energía es la teórica para valores de incidencia inferiores a 75° y que no se genera energía para ángulos mayores.

El proceso aparece representado en la figura 28: con el valor de la proyección de la cara se realiza el arcocoseno del mismo y se convierte el valor a grados (mediante el bloque product 4); a continuación se compara con el valor 75° (el valor tomado como límite de la incidencia) mediante el bloque comparador, cuyo resultado será un 0 o un 1 según la comparación sea falsa o verdadera respectivamente y se envía como dato al puerto central del bloque switch (Switch 4). El último paso es usar el bloque switch para dirigir la señal, su funcionamiento es el siguiente: si el valor que recibe al puerto central cumple condición establecida (≥ 1) entonces el valor de salida se corresponderá con la entrada de datos superior, si no ocurre esto entonces el valor de salida será la de la entrada de datos inferior. De esta manera si el ángulo está comprendido entre 0° y 75° el bloque switch filtrará la señal superior que se corresponde con la de la proyección de la cara, si el valor no se encuentra en el intervalo anterior entonces la señal que pasará será de valor nulo. Con ello se consigue efectivamente realizar la aproximación requerida de el coseno de Kelly.

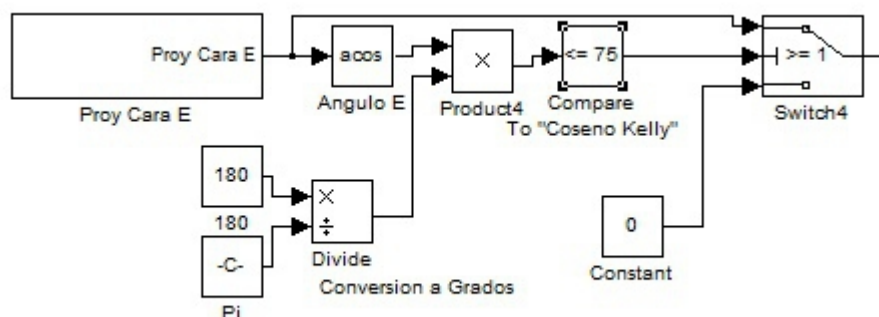


Figura 28: diagrama de flujo de comprobación con el coseno de Kelly

El siguiente paso es la comprobación de la existencia de eclipse en el punto de la órbita, que se realiza con la siguiente parte del modelo (figura 28). En este caso se han usado dos bloques

comparadores, cuyos valores se corresponden con los de inicio y final de eclipse, a continuación se multiplican entre ellos, el resultado de esto es un valor 1 para cuando el satélite esté en eclipse y 0 para cuando no, este flujo de datos se lleva al puerto central del bloque switch (Switch 9) que realizara la comprobación $\neq 0$ (distinto de cero), las otras dos conexiones son distintas a las usadas anteriormente, para este caso el valor 0 se debe conectar al puerto superior y el valor proveniente del bloque switch anterior (Switch 4) al puerto inferior. De esta manera si la comprobación es verdadera, es decir, hay eclipse ya que la señal que recibe es de valor unidad, que es distinto de cero, la señal de salida será nula, si la comprobación es falsa (no está el satélite en eclipse) la señal que atraviesa el bloque será la inferior que trae el valor de la proyección de la cara.

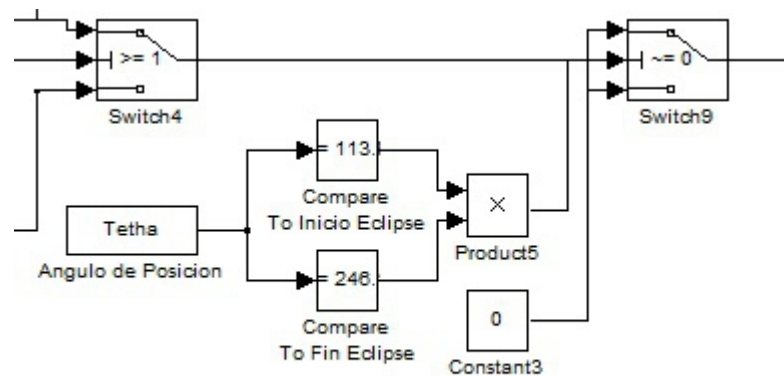


Figura 29: diagrama de flujo de comprobación de la existencia de eclipse

El último paso es el cálculo de la potencia que producen los paneles, la fórmula a usar es la siguiente: $P = I_{sol} \cdot \eta \cdot P_{cara} \cdot A_{panel}$ (1)

El modelo correspondiente esta en la figura 30. Consiste en dos operaciones de producto, la primera (correspondiente al bloque Product7) hace el producto de los valores de I_{sol} , η y A_{panel} ya conocidos, el segundo bloque de producto (Product12) multiplica el resultado anterior por el de P_{cara} . Los valores mostrados en la figura 29 son los correspondientes al satélite propuesto en el proyecto. Aunque estos se pueden variar en función de las necesidades.

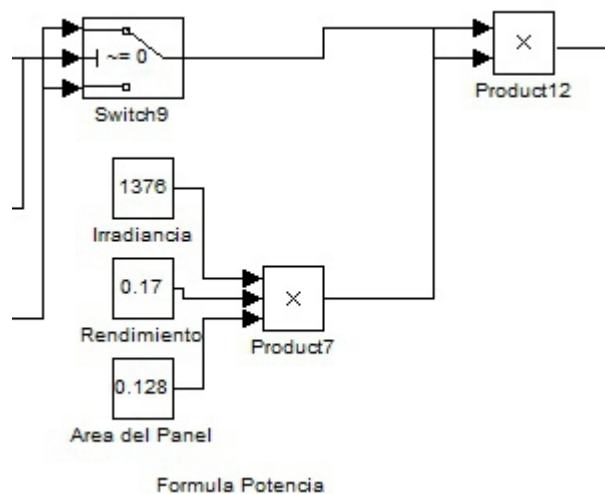


Figura 30: obtención de la potencia

El paso final es la suma de los valores obtenidos para cada una de las caras que se realiza mediante un bloque de suma. Una vez realizado esto se debe dirigir el flujo de datos a una salida “To Workspace” que convierte el flujo de datos en una variable de MATLAB con formato Array para su posterior representación gráfica.

12.3 Modelo de los elementos pasivos

La modelización de los elementos pasivos se hace de manera más sencilla, los valores de consumo de energía de los distintos subsistemas se consideran constantes a lo largo del tiempo con la salvedad del tiempo correspondiente a comunicaciones de TT&C y el ACDS. El modelo viene representado en la figura 31 y es tan sólo un suma (Bloque Add 4) de todos los valores individuales de los consumos de los subsistemas. Los valores que aparecen en la figura son los que se han usado como datos para la realización de los cálculos.

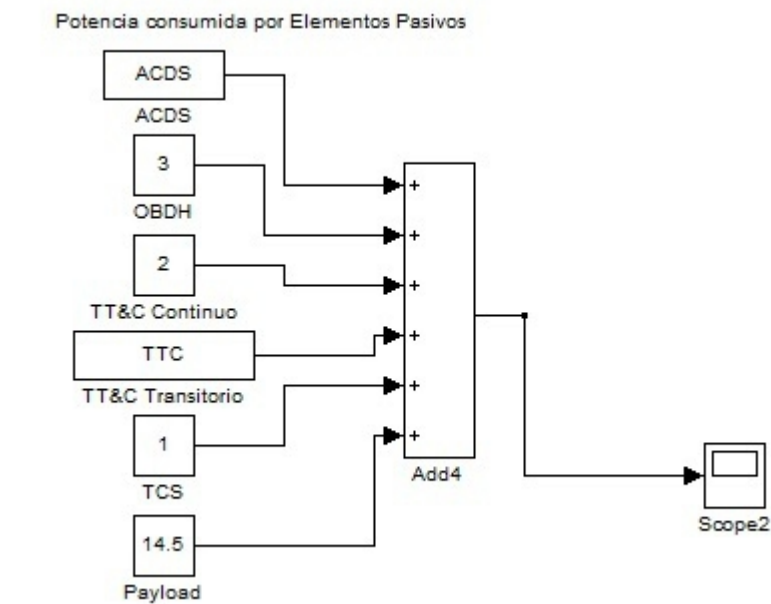


Figura 31: modelo de los elementos pasivos

12.4 Modelización de la Batería

12.4.1 Introducción

Esta parte del capítulo está dedicada a la modelización realizada de la batería de a bordo y su comportamiento durante la órbita. El objetivo final es conocer los distintos estados de carga de la batería a lo largo del tiempo. El proceso a seguir comienza con el cálculo del estado de carga o descarga de la batería, a continuación se calcula la carga o descarga instantánea y el ratio de carga/descarga, con todo esto es posible calcular iterativamente los distintos estados partiendo del estado de carga inicial suponiendo la batería completamente cargada.

12.4.2 Parámetros importantes

- Estado de carga: representado por una variable booleana señala si la batería se encuentra en estado de carga o de descarga. Los valores son 1 para carga y -1 para descarga.
- Carga/Descarga instantánea: es la cantidad de energía que se carga o descarga la batería entre cada uno de los periodos de toma de datos.



- Ratio: es el porcentaje de carga y descarga instantánea de la batería.
- Carga total: es la cantidad de carga disponible en la batería. Es el objetivo de cálculo del modelo.
- Carga Inicial: es el estado inicial de carga de la batería. En este caso el valor es de 432 Wh, es decir el 100% de la batería.
- Carga Máxima: es la máxima carga que tiene la batería. El valor es de 432 Wh.

12.4.3 Modelización

En la figura 32 se presenta el modelo completo realizado de la batería realizado con el módulo Simulink.

La rama principal del modelo es la inferior, en ella se calculan los parámetros más importantes, el primero es la carga y descarga instantáneas correspondiente al bloque de color amarillo. El siguiente paso es el cálculo del estado de la batería en función de la carga y descarga instantáneas que se consigue mediante los bloques Add1 y Product6.

En la rama superior se calculan parámetros secundarios para el modelo como es el estado de carga o descarga y otros datos auxiliares. Entre ellos hay que mencionar el bloque switch 11 cuya función es la de filtrar la señal en el caso en el que la batería esté completamente cargada y el estado de carga fuese de batería cargándose ya que esto es imposible pues no se puede superar la carga máxima de la batería. La función del bloque switch 12 consiste en filtrar el rendimiento correcto según se esté cargando o descargando la batería pues el valor es distinto para cada caso (0,9 para batería en carga y 1 para batería en descarga).

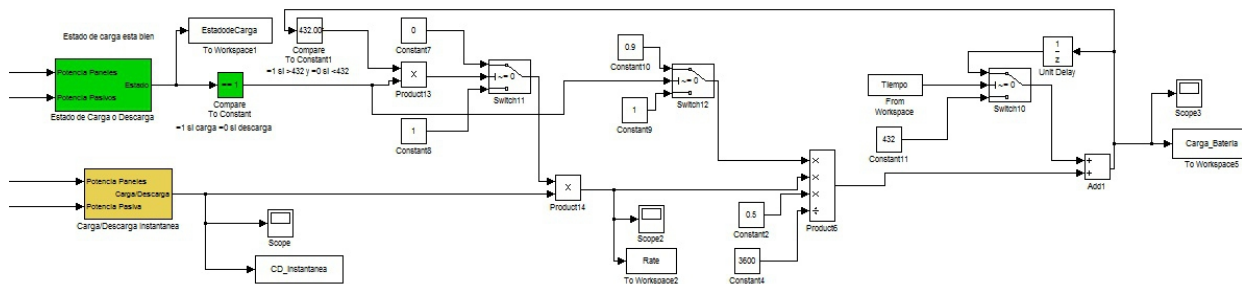


Figura 32: modelo completo de la batería

El subsistema usado para modelizar la carga instantánea es el representado en la figura 32, es un modelo sencillo que solo contiene un producto y suma con las entradas a partir de los dos modelos principales descritos anteriormente: la potencia generada y la potencia consumida. Este subsistema es el que sirve de partida para la construcción del resto el modelo de la batería. Las entradas provienen de los puertos 1 y 2 que son respectivamente los valores de potencia producida por los paneles y la potencia consumida por los sistemas pasivos, la tercera entrada es interna y son los valores de rendimientos en día y eclipse, éstos son 0,9 para la fase de día y 0,65 para la fase de eclipse. El bloque scope que aparece en la imagen tiene como objetivo representar gráficamente el valor de la señal a la que está conectado (en este caso los rendimientos) con el fin de comprobar que los valores son correctos para toda la simulación.

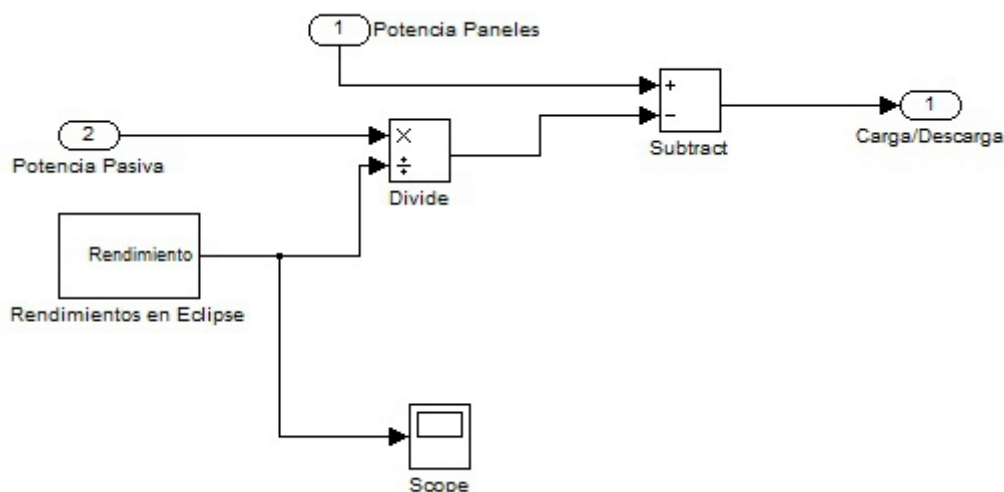


Figura 33: modelo de carga o descarga instantanea

La ecuación que representa el modelo es:
$$C/D_{inst} = P_{paneles} - \frac{P_{consumida}}{\eta} \quad (26)$$



Se ha de tener en cuenta que el valor del rendimiento es variable según se este en eclipse o el satélite este iluminado (de ahí el bloque de rendimientos de eclipse), el rendimiento en iluminación tiene un valor de 0,9 mientras que en eclipse este es de 0,6.

El siguiente paso es el cálculo del estado de carga mediante la siguiente fórmula. En este caso la expresión presentada es iterativa, esto quiere decir que se requiere el conocimiento del estado anterior para poder calcular el siguiente, no como el resto de cálculos anteriores que su valor sólo dependía de otros valores externos. Esto implica una complicación a la hora de la realización de un modelo ya que se requiere la inclusión de un bucle en el programa.

$$Estado_i = Estado_{(i-1)} + \frac{\eta \cdot C / D_{inst} \cdot 0,5}{3600} \quad (27)$$

El rendimiento (η) que aparece reflejado en la fórmula toma un valor unidad para la descarga de la batería y un valor de 0,9 en el caso de carga de la batería. Adicionalmente se debe tener en cuenta que la batería tiene un límite de carga que no se puede sobrepasar, en el modelo se ha conseguido mediante la combinación de la señal del estado de carga y una comparación de la carga máxima con la carga total, si se dan las condiciones pertinentes (batería en carga y carga total de la batería igual al máximo) entonces el modelo hace nulo el valor de la carga instantánea. En el modelo esta representado por el bloque suma Add1 y el bloque Product6.

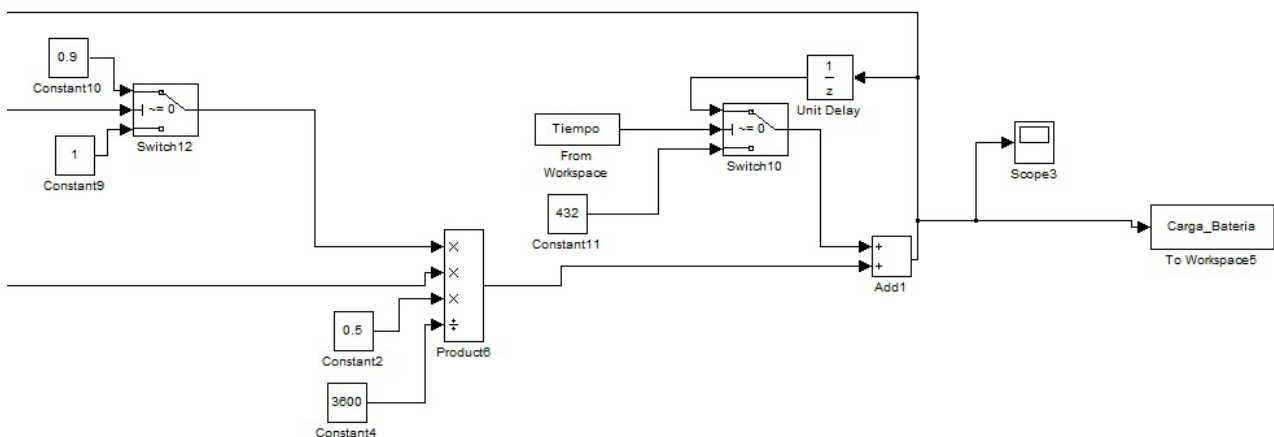


Figura 34: carga de la batería

En la figura 34 viene representada la parte del modelo correspondiente al cálculo de la carga de la batería. El bloque Product 9 realiza la multiplicación correspondiente a la segunda parte de la expresión anterior, el valor superior corresponde al rendimiento, la segunda entrada de datos se



corresponde con la carga instantánea, las entradas inferiores son las de valores 0,5 y 3600 respectivamente (teniendo en cuenta que el valor 3600 no se encuentra multiplicando sino dividiendo al resto). El bloque Add 1 tiene la labor de sumar el valor proveniente del bloque Product 6 y el valor del estado de la batería proveniente del bloque Switch 10 que es donde se encuentra el bucle. El bucle está centrado en el bloque Switch 10, la entrada superior es la proveniente del bloque Add 1, la entrada central (la correspondiente a la comparación) recibe los valores correspondientes del tiempo y la entrada inferior corresponde al valor de la batería cargada al 100%. El funcionamiento del bucle es el siguiente, en el instante inicial el valor de tiempo es cero de manera que la comparación del bloque Switch es falsa (la comparación es $\neq 0$, distinto de cero) por lo que se filtra el valor inferior, correspondiente al 100% de la carga de la batería que llega al bloque Add 1 y realiza la operación. En el paso siguiente la comparación pasa a ser verdadera ya que el tiempo ya no es cero por lo que el valor que atraviesa el bloque Switch 10 es el correspondiente a la entrada superior proveniente del bloque Add 1 que es el valor de la carga inicial, por lo que se filtra y se realiza la operación correctamente. El valor de esta operación también llega a los bloques Scope 3 y To Workspace 5, el bloque Scope permite mostrar rápidamente la gráfica de la carga de la batería a lo largo del tiempo, el bloque To Workspace permite almacenar los datos numéricos de la carga de la batería en MATLAB para poder ser representados gráficamente.

12.5 Comparación de resultados

Este apartado del capítulo está dedicado a la comparación de los resultados obtenidos mediante el modelo de Simulink y el modelo de Microsoft Excel. Se procederá a mostrar los gráficos de las variables más importantes en uno y otro sistema y se analizarán los resultados obtenidos. El objetivo de esta comparación es la validación del modelo usado en el programa Simulink como herramienta de cálculo del sistema de potencia en órbita y su futura aplicación para empresas.

Las variables que se deben analizar son: energía producida por los paneles, energía consumida por los elementos pasivos, carga de la batería y carga/descarga instantánea e la batería.

La obtención de las gráficas se ha realizado con la herramienta MATLAB, se ha extraído del



Simulink los datos con formato Array y se han copiado los obtenidos en la herramienta Excel también con formato Array, a continuación se usó la herramienta plot para representar las gráficas.

La primera gráfica que se analizará (figura 35) será la de la potencia generada por los paneles solares. Como se puede apreciar en la imagen siguiente la coincidencia entre ambos es muy alta, solo hay dos pequeñas zonas donde se puede apreciar una variación mínima. En cuanto a los datos estadísticos provistos por MATLAB se puede destacar la media de las series de datos, para el caso de aquellos obtenidos en Excel el valor es de 28,297 y para los obtenidos con Simulink es de 28,32. El resto de valores estadísticos también son muy similares. El análisis de la gráfica nos permite observar de manera precisa el periodo de eclipse, que se encuentra en 1800 segundos hasta los aproximadamente 4000 segundos, en el resto de la órbita se puede apreciar que existe una potencia media que se mantiene constante a la que se suma un extra que depende del giro del satélite, de ahí que aparezcan picos y valles en la gráfica.

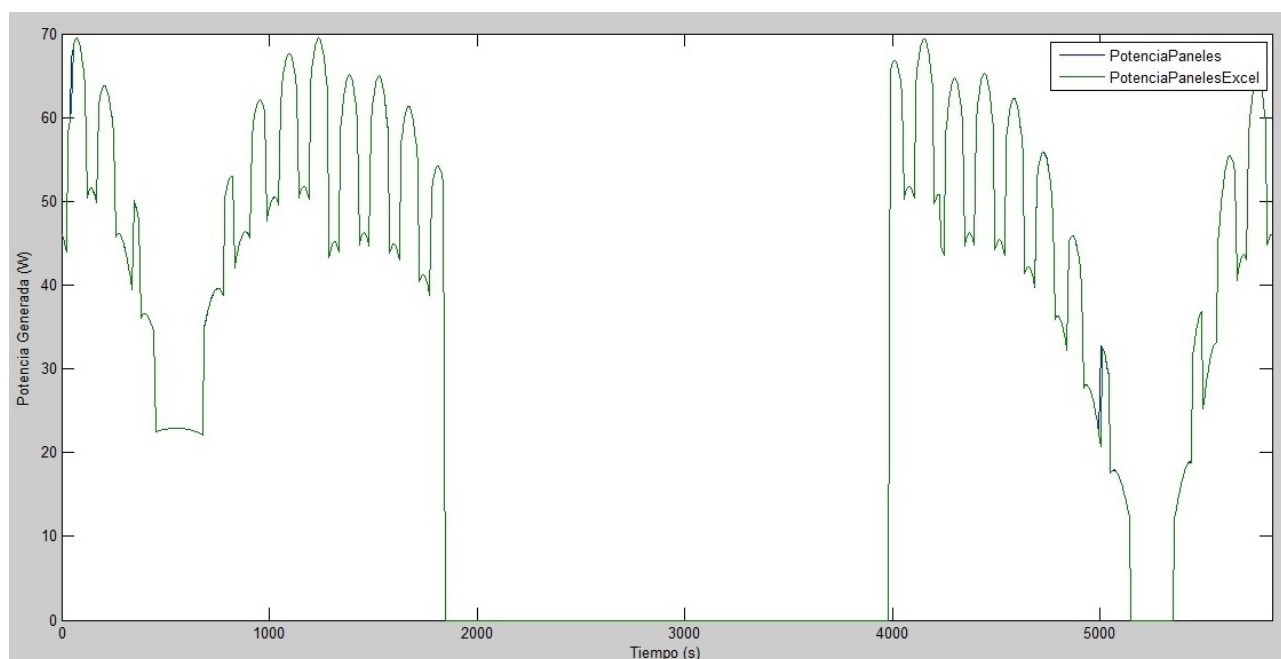


Figura 35: gráfica comparativa de la potencia producida por los paneles solares.

La ausencia de variación en los datos se debe a la sencillez del modelo usado en Simulink, este no requiere de complicadas operaciones o la presencia de bucles, el uso principalmente de operaciones de tipo producto o suma que apenas conllevan algún tipo de error en programas informáticos permiten la ausencia de grandes errores o diferencias en el cálculo.

En la figura 36 se compararán los datos de los elementos pasivos, la coincidencia entre ambas series de datos es aún mayor que la del caso anterior que ya este modelo es incluso más sencillo. Solo requiere operaciones de suma por lo que no habrá error entre ambas series de datos. El valor medio es de 26,86 para ambos casos y el resto de valores también son iguales, esto es debido a que esta parte es la más sencilla del modelo por lo que es la más fácil de representar y permite la máxima precisión a la hora de evaluar los valores.

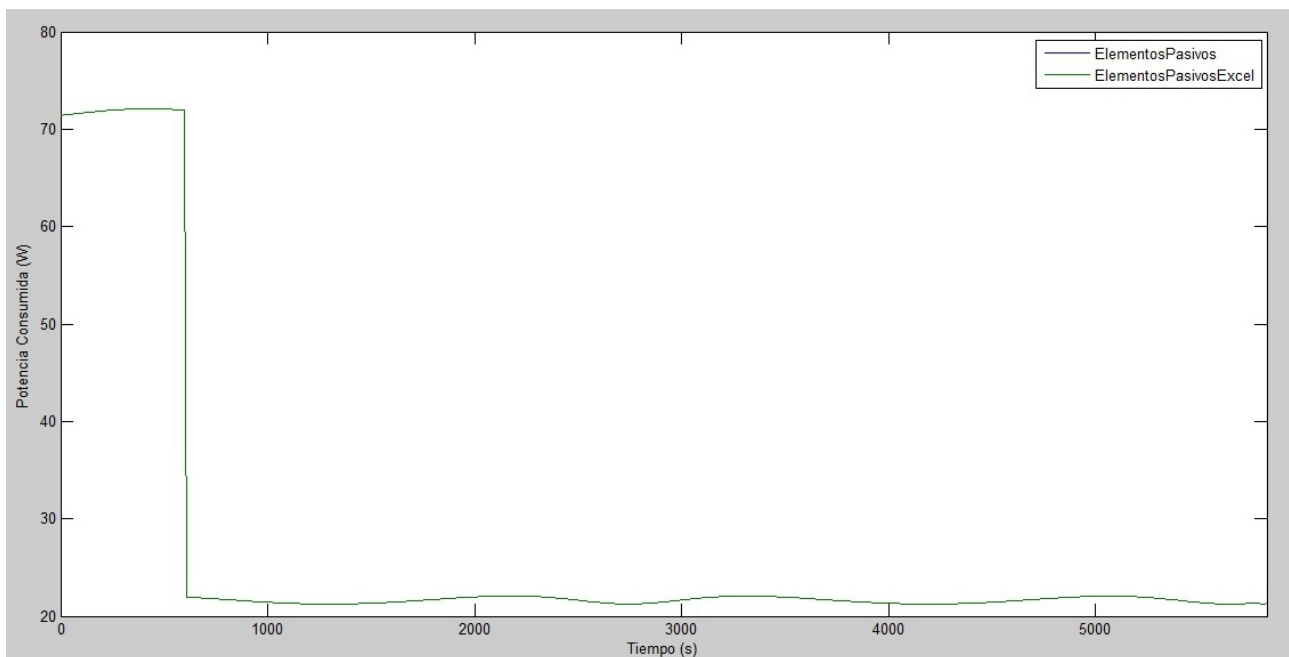


Figura 36: grafica comparativa de la potencia consumida por los elementos pasivos.

La figura 37 corresponde a la de valores de carga y descarga instantáneos, en la gráfica también se puede observar una coincidencia muy notable entre ambas series de datos. Los datos acerca del valor medio también son prácticamente iguales, para el programa Excel es 6,661 y para Simulink es 6,636.

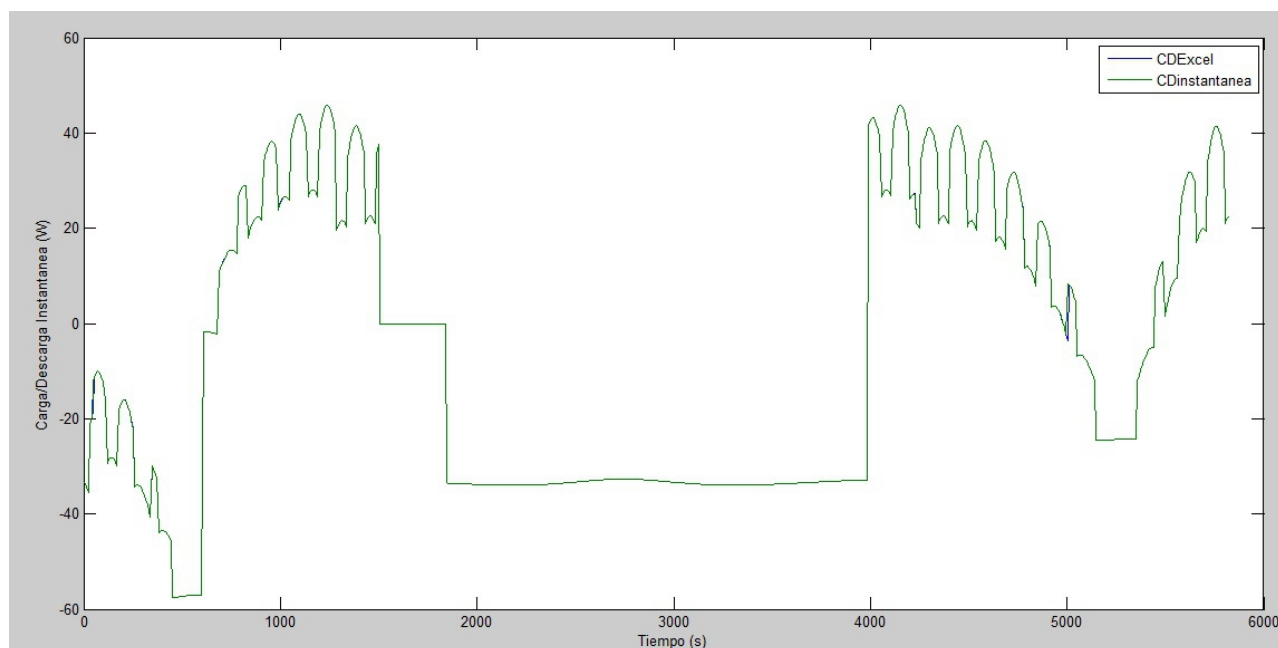


Figura 37: grafica comparativa de los valores instantáneos de carga y descarga

Finalmente la figura 38 que representa el objetivo final del apartado compara el estado de carga de la batería, como se puede apreciar tampoco existen diferencias entre ambas curvas. La dificultad de esta parte consistía en la adecuada implementación y funcionamiento de un bucle en Simulink que se ha resuelto sin ningún problema.

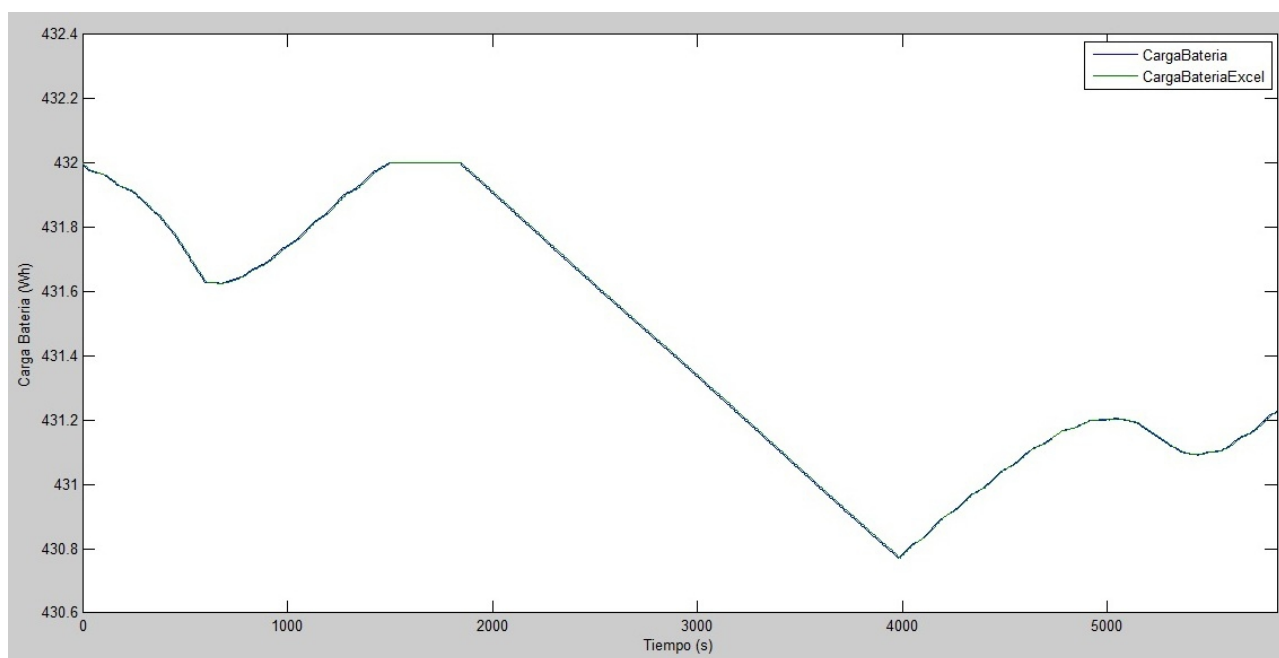


Figura 38: grafica comparativa de los valores de carga de la batería



Con todo ello se llega a la conclusión de que el modelo aportado por el programa Simulink es válido y puede ser usado para el cálculo de las actuaciones del satélite en órbita. Las ventajas que representa el modelo Simulink son que es un programa más rápido para el cálculo especialmente si las series de datos tienen varios miles de puntos (cálculo de varias órbitas de un satélite), es un programa más intuitivo a la hora de la visualización del modelo y permite su rápida y sencilla modificación. Es especialmente útil esto último ya que permite la realización de grandes modificaciones en el modelo de manera rápida y precisa mientras la base del modelo se mantenga ya que las modificaciones de datos numéricos son muy sencillas de realizar, ya que solo se requiere modificar el valor del bloque para modificar el modelo. Esto es lo que se ha realizado en el apartado siguiente.



Referencias

- Fundamento Teórico Grupo Orión. Laboratorio virtual de placas solares fotovoltaicas.



13. Simulación del sistema de potencia del satélite propuesto

Una vez comprobada la validez del modelo realizado en la herramienta Simulink se usará el mismo para la simulación del sistema de potencia del satélite propuesto. La simulación se realizará igual que en el apartado anterior con la obtención de las gráficas correspondientes a la producción de potencia, el consumo de potencia de los elementos pasivos y la carga total de la batería. Para ello se deberán reemplazar adecuadamente los parámetros en el modelo y se deben sustituir las variables de entradas por las deseadas. Además se estudiarán distintos casos de fallo para el sistema de potencia con el objetivo de estudiar la viabilidad de la operación en caso de fallo. Por último se presenta una simulación más amplia a lo largo del tiempo del sistema para estudiar su comportamiento en varias órbitas seguidas. Es importante notar que la forma de las gráficas es la misma que en el apartado anterior ya que la diferencia entre ambos modelos es puramente numérica, tan solo se han modificado los valores de diferentes parámetros descritos a continuación por lo que las diferencias existentes aparecerán en valores medios y valores pico de las gráficas.

13.1 Parámetros del modelo

Esta parte del apartado estará dedicada a la definición de los nuevos parámetros que se deberán incluir en el modelo. Los mismos ya han sido calculados previamente o son datos proveídos de manera externa por lo que solo es necesario conocer su valor.

- Área del panel: el valor de la arista del cubo es de 0,4 m por lo que el área del panel es de $0,144 \text{ m}^2$ suponiendo que el panel cubre el 90% del lateral de la cara.
- Rendimiento: se usará el valor de un 20% correspondiente con las células de GaAs como ya se describió en el apartado 12.
- Insolación: el valor es el mismo que para el UPMSat ya que la órbita que se usa para el cálculo es la misma.
- Ángulo que forma el campo magnético con los rayos solares: los valores son los mismos ya que la órbita que se usa para la realización de los cálculos es la misma.



- **Sistemas pasivos:** se considera que su consumo de energía es constante a lo largo del tiempo (con la salvedad del enlace de conexión con la estación) y viene representado en la Tabla 7. Las condiciones del enlace son las mismas que para el UPMSat, su duración es de 10 minutos y se realiza al comienzo de la órbita.
- **Carga máxima de la batería:** la carga máxima de la batería tiene un valor de 63,36 W como define el fabricante.

La siguiente figura corresponde a la potencia generada por los paneles en una órbita. Se pueden extraer datos interesantes de la misma. La potencia generada media tiene un valor de 20,71 W, esto significa que el dimensionamiento realizado es correcto ya que el consumo medio de potencia tiene un valor de 20 W aunque se debe tener precaución ya que cualquier imprevisto que sufra el sistema significará que el consumo medio superará la potencia media y se comenzará la extracción de potencia de la batería.

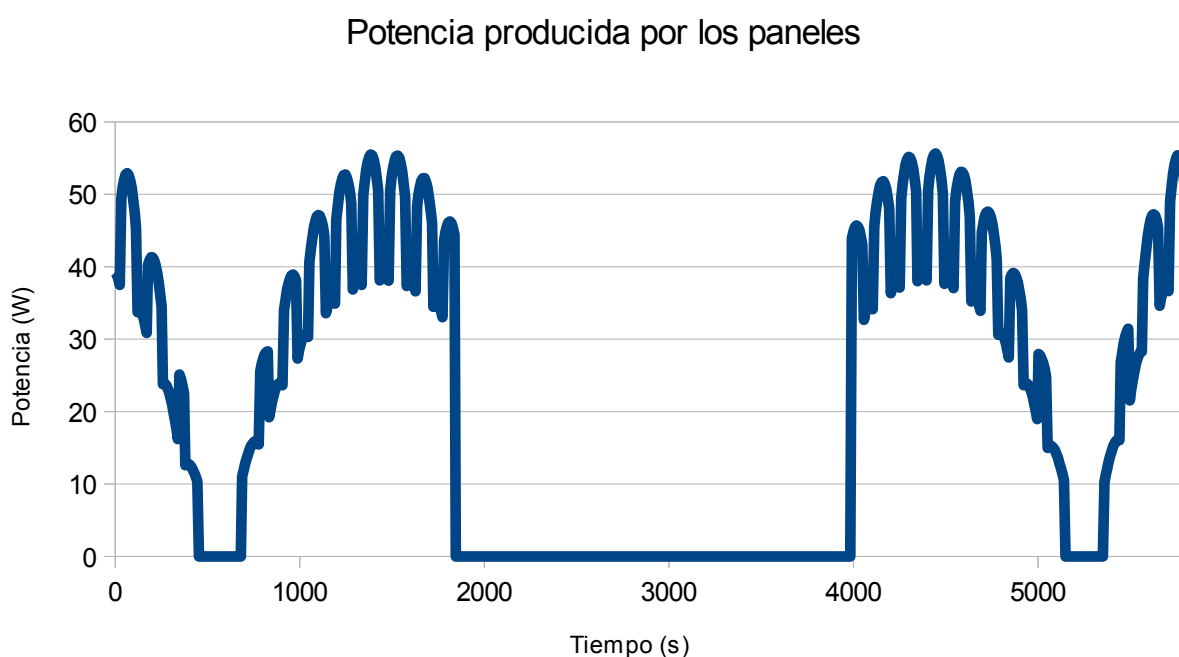


Figura 39: potencia producida por los paneles solares

La figura 40 corresponde a los consumos de los sistemas pasivos. Como se puede observar contiene dos zonas significativas, la primera corresponde al tramo de órbita en el que se realiza la

conexión con la estación de control y la segunda al resto de la órbita. Cabe destacar que en comparación con la gráfica del apartado anterior, ésta tiene valores constantes ya que se considera que el subsistema ACDS tiene un consumo constante de potencia por lo que no aparecen pequeñas fluctuaciones alrededor de un valor medio sino que a lo largo del tiempo el valor permanece constante

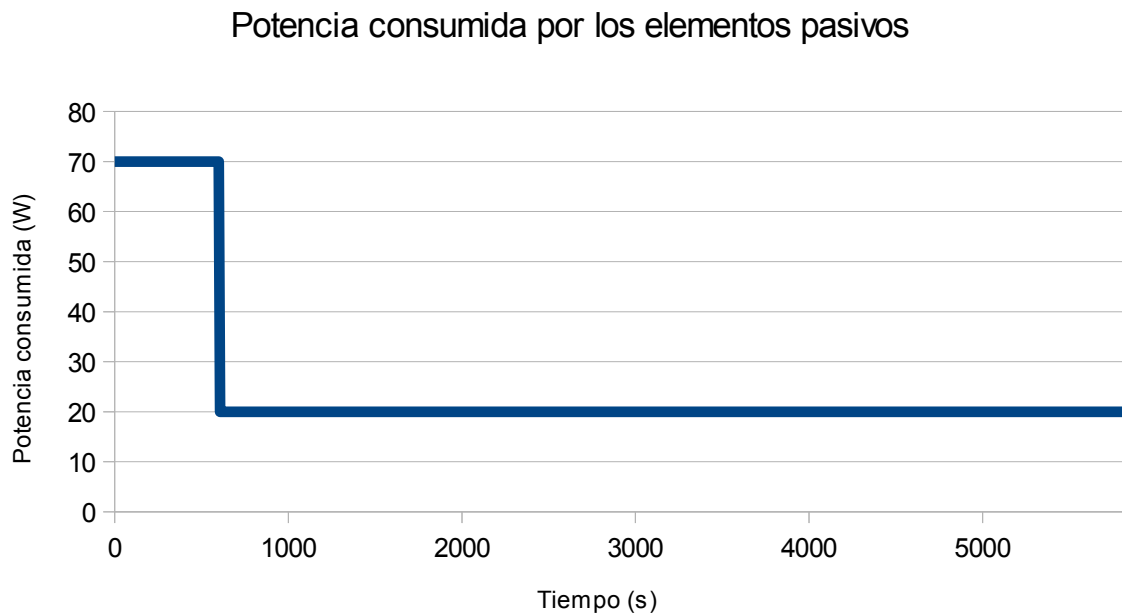


Figura 40: potencia consumida por los elementos pasivos

La figura 41 muestra la carga de la batería durante el ciclo de una órbita. Como se puede observar en la figura, la batería se encuentra en modo de descarga durante casi toda la órbita. El nivel final de carga es de 62,2345 lo que significa que pierde 1,125 W/h por órbita (un 1,77% de la carga total). Esta cifra es muy destacable pues implica que la batería se descargará velozmente. En comparación con la gráfica mostrada en el apartado anterior se puede observar que la pérdida de carga de la batería es menor (en porcentaje), esto se puede comprobar efectivamente en el periodo de eclipse, la curva de este modelo tiene una pendiente menor que la correspondiente al modelo del UPMSat, en el resto de la gráfica las curvas tampoco son tan pronunciadas como en las mostradas en el apartado anterior.

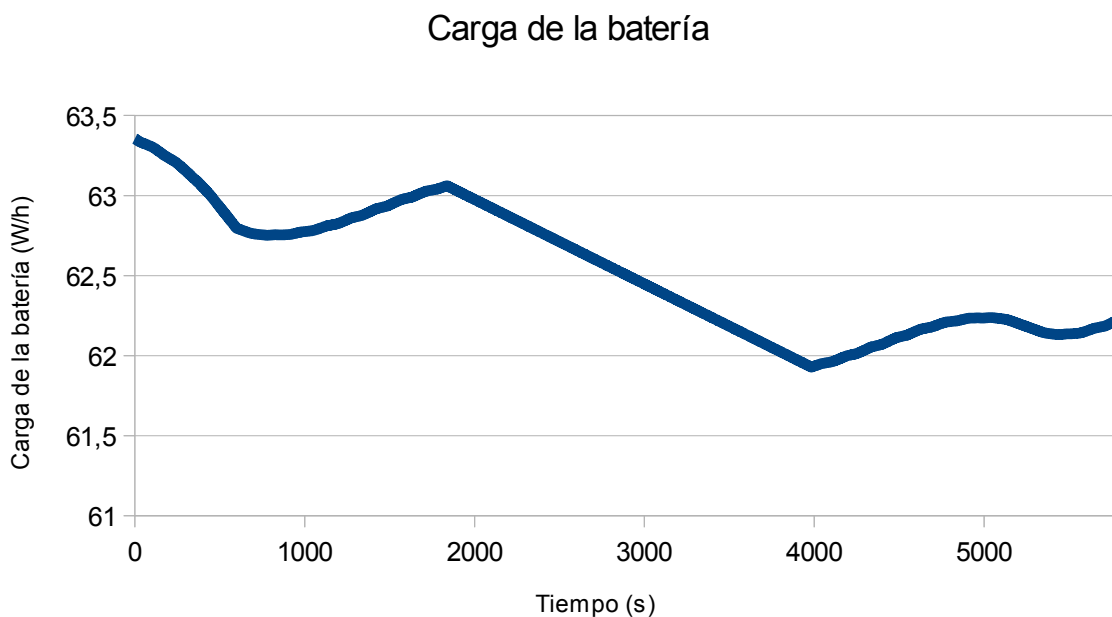


Figura 41: carga de la batería

13.2 Casos de fallo

13.2.1 Fallo de un panel

Este apartado está dedicado al estudio de distintos casos de fallo que se pueden dar en el sistema de potencia. Los casos que se tratarán son: fallo de panel lateral, fallo de dos paneles laterales (opuestos y contiguos). El objetivo de esto es comprobar la viabilidad del sistema de potencia en caso de fallo y, por ello, se realizará el estudio de la misma manera que para el caso normal. Las modificaciones que se deben realizar al modelo para implementar los fallos son sencillas, tan sólo se deben cortar las conexiones entre los bloques de salida (Product) de la parte de obtención de potencia (figura 30) y el bloque Add que suma las señales de los 4 paneles, con ello se corta la señal de un panel simulando su fallo en la producción de potencia para el satélite. A continuación se presentan las gráficas que muestran la potencia generada y la carga del satélite, también se incluye la gráfica de carga instantánea con el objetivo de comprobar si se cumplen los límites establecidos por el fabricante.

Potencia en caso de fallo de panel lateral

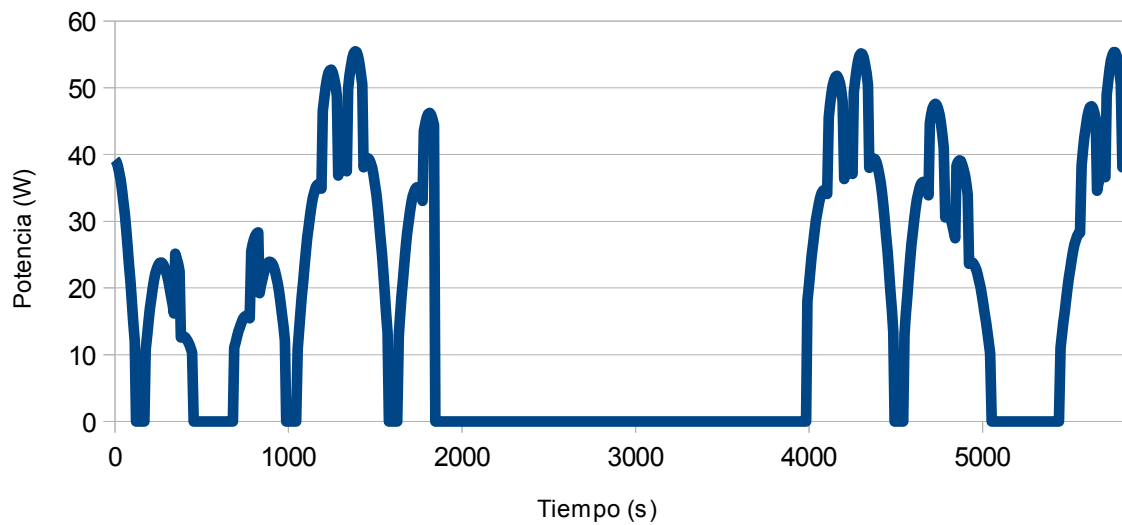


Figura 42: potencia producida por los paneles en caso de fallo de uno de los paneles

Como se puede apreciar en la figura 42 existe una gran diferencia en la producción de potencia especialmente antes del eclipse entre el inicio y los 1000 s aproximadamente esto implica un descenso notable de la potencia media hasta un valor de 15,61 W, comparandolo con el valor obtenido para el satélite completamente funcional (20,71 W) esto supone una pérdida del 24,626% de potencia. Un valor aceptable ya que se ha perdido uno de los cuatro paneles por lo que cabría esperar una pérdida del 25% de la producción de potencia.

La figura siguiente (Figura 43) corresponde a la carga de la batería a lo largo de una órbita en la que se haya producido el fallo de uno de los paneles. Cabe destacar que la gráfica tiene muchas similitudes, especialmente en la forma, si se compara con la correspondiente en el caso normal.



Carga de la batería en caso de fallo de un panel

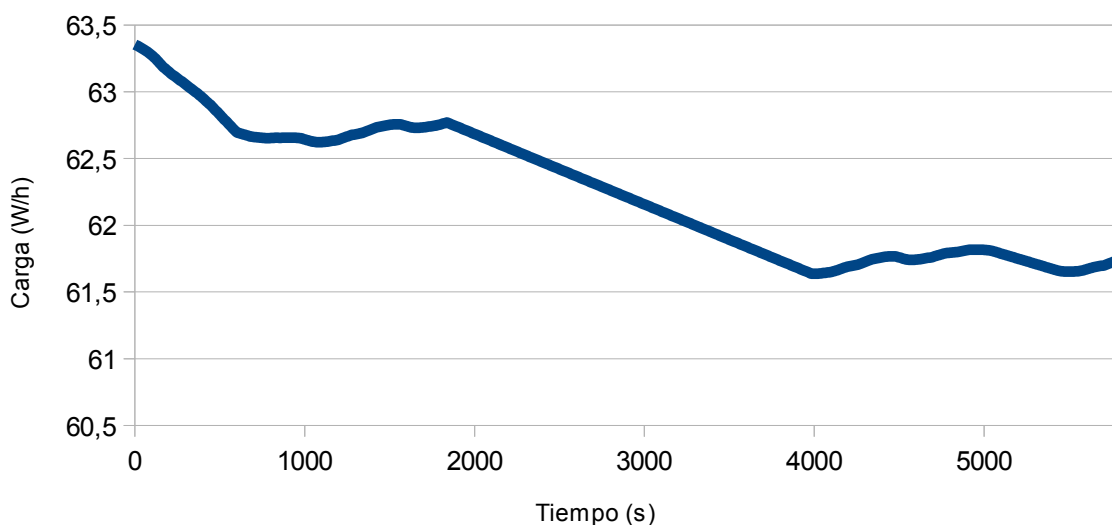


Figura 43: carga de la batería en caso de fallo de uno de los paneles

En comparación con la figura 40 se puede apreciar que ambas gráficas son similares por lo que la forma de descarga de la batería en ambos casos es similar, la diferencia está en que en este caso la descarga es mayor pues la batería un nivel de carga final de 61,7505 W/h lo que supone una diferencia de 0,484 W/h con respecto al caso normal y una descarga de 1,6095 W/h por órbita que corresponde al 2,5% de la batería. Bajo estas condiciones el satélite solo dispondría de energía para realizar 40 órbitas suponiendo que el fallo surja al comienzo de la misión.

13.2.2 Fallo de dos paneles

Este apartado tiene como objetivo el análisis del caso de fallo de dos paneles solares en el satélite. Ya se sabe que la capacidad del satélite estaría muy mermada con el 50% de la producción energética. El análisis que se realizará también tendrá como objetivo conocer si el fallo de los paneles afectaría al sistema de igual manera si se da en paneles contiguos o en paneles opuestos. Para el caso de paneles contiguos se considerará que el fallo se produce en los paneles C y D, y para el caso de paneles opuestos el fallo se considera en los paneles B y D. Se recogerá esto de manera conjunta en la misma gráfica para poder comparar ambos casos con mayor claridad.

Potencia producida para el caso de fallo de dos paneles

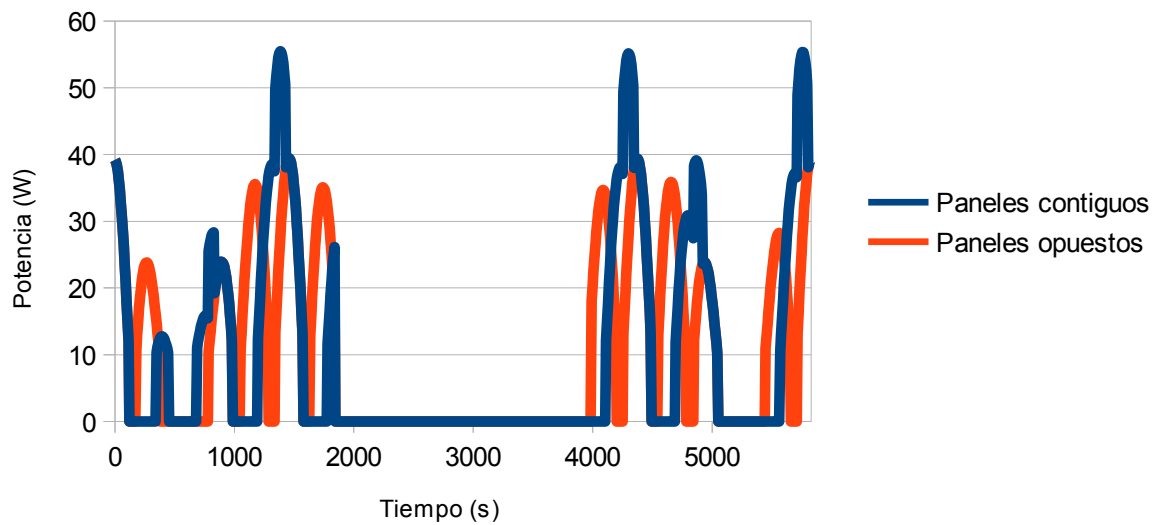


Figura 44: producción de potencia en caso de fallo de dos paneles

Como se puede observar en la figura 43 existen diferencias entre ambos modos de fallo, para el caso de que fallen los paneles contiguos existen más picos y valles en la producción de potencia mientras que para los paneles opuestos los valores son más similares a lo largo del tiempo. En cuanto a los valores medios de ambos son 10,03 W para el caso de paneles contiguos y 10,5 W para el caso de paneles opuestos. Esta diferencia surge como ya se ha dicho de que la desviación de los valores del caso de los paneles opuestos es menor que la de los contiguos, aun así la diferencia no tiene mucha relevancia para el caso ya que supone un 4,5% de diferencia entre ambos.



Carga de la batería para el caso de fallo de dos paneles

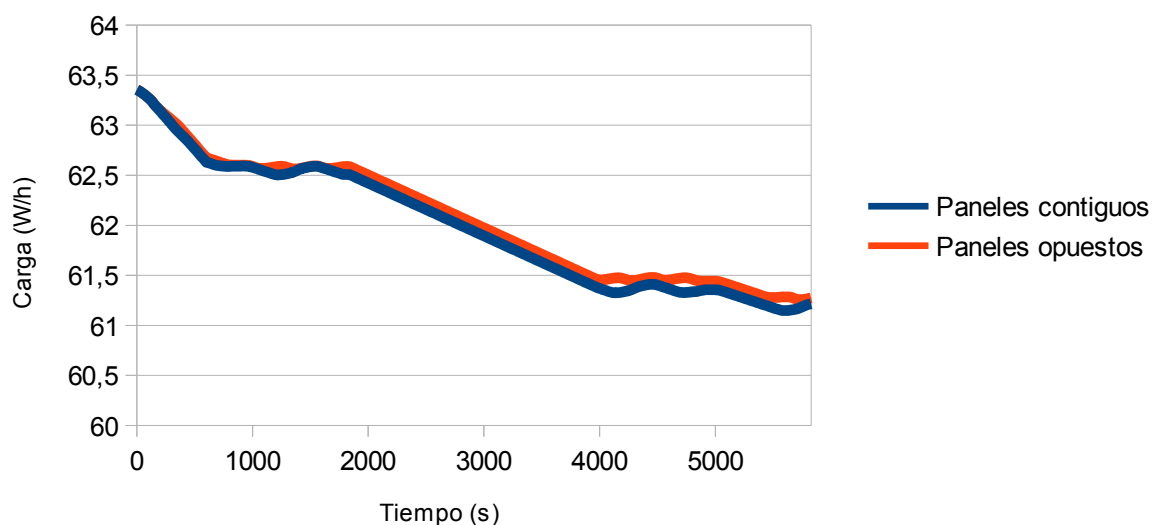


Figura 45: carga de la batería para el caso de fallo de dos paneles

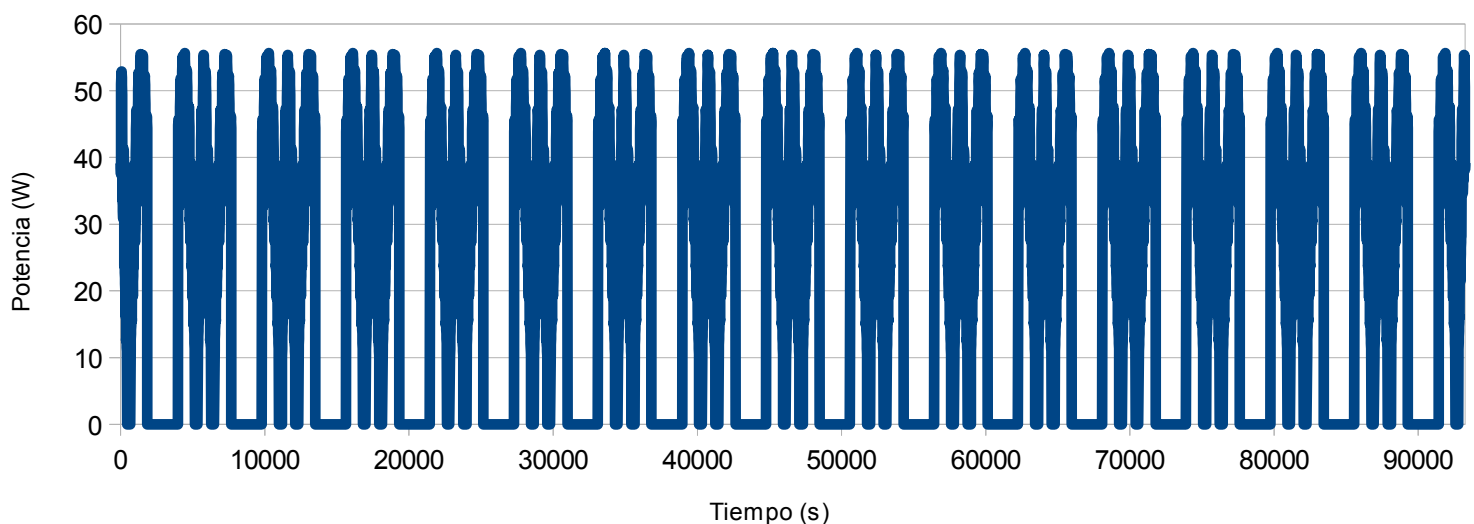
La figura 44 representa la carga de la batería a lo largo de una órbita en la que hayan fallado dos paneles, como se observa en la figura el caso de que el fallo se produzcan en los paneles contiguos la batería se descarga más durante la órbita que para el caso de que el fallo se de en paneles opuestos, sin embargo si comparamos los valores finales obtenidos estos son: 61,22 W/h para fallo en paneles contiguos y 61,27 W/h para los paneles opuestos por lo que la diferencia entre ambos finalmente es de tan solo 0,05 W/h o expresado en porcentaje 0,0816% por lo que la diferencia para las baterías no es tan notable al final a pesar de que existe diferencia en ambos modos de fallo durante toda la órbita.

En conclusión, la diferencia entre ambos modos de fallo depende de la parte del sistema de potencia que se tenga en cuenta, para los paneles solares existe cierta diferencia (4,5%) en favor del modo de paneles opuestos que sería el modo más positivo de fallo y para la batería la diferencia es prácticamente despreciable (0,0816%), por lo que el modo de fallo que se consideraría peor para el satélite es el de paneles opuestos.

13.3 Estudio de múltiple órbitas

Este apartado consistirá en el análisis del comportamiento del sistema de potencia del satélite para múltiple órbitas, el objetivo de esto es poder conocer la actuación del sistema de potencia en periodos más largos de tiempo como son varias órbitas con el añadido de que en algunas de ellas el satélite no tendrá comunicación con Tierra. Como se ha realizado anteriormente se expondrán las gráficas más importantes al respecto que son las correspondientes a la potencia producida por los paneles y al nivel de carga de la batería. El análisis se realizará para un periodo de 16 órbitas.

Producción de potencia



La figura 46 muestra claramente la producción energética que deberían tener los paneles en el transcurso de las 16 órbitas, se aprecia que la figura es solamente la figura 38 repetida 16 veces seguidas, que es el resultado que se debería obtener lógicamente. Los valores que se han usado para realizarla tan solo son los correspondientes a una órbita pero repetidos el número de órbitas mostrados.

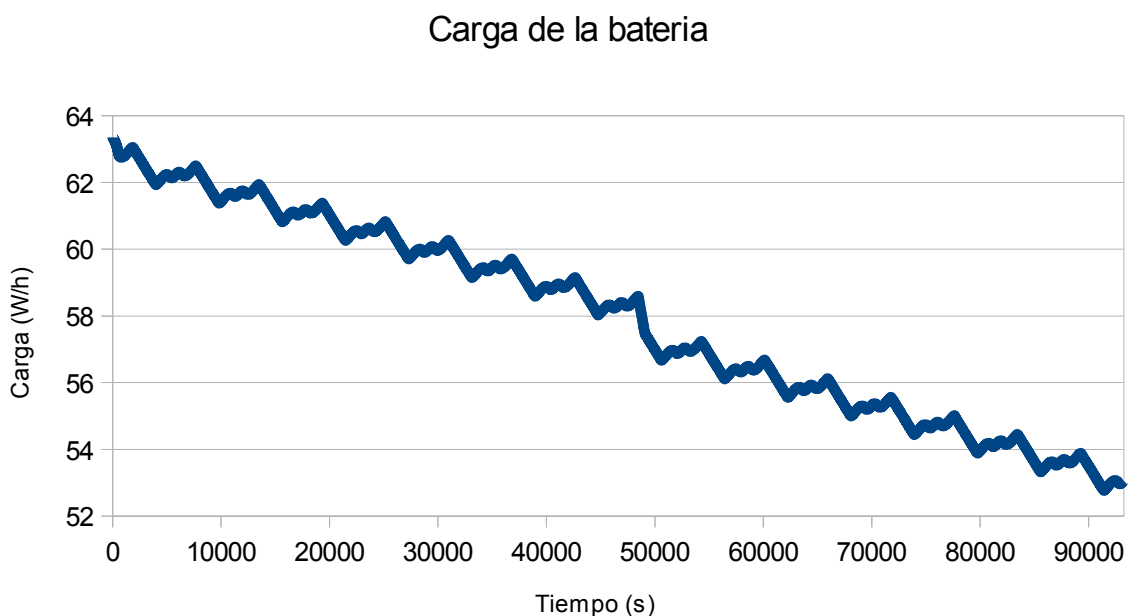


Figura 47: carga de la batería en un periodo de 16 órbitas

La figura 47 representa la carga de la que dispone la batería en el periodo correspondiente a las 16 órbitas, claramente se puede apreciar como se produce un descenso del nivel de carga a lo largo del tiempo y siempre de manera similar entre las órbitas. También se puede destacar como el efecto de la transmisión apenas tiene efecto a lo largo de un periodo tan grande de tiempo ya que este se produce durante 10 minutos (600 segundos) respecto a los 93248 segundos que duran las 16 órbitas, esto representa un 0,65% del tiempo total, un valor mínimo en comparación.

Ambas gráficas muestran con claridad como el programa diseñado funciona de manera correcta para una simulación de varias órbitas. Especialmente útil en el caso de la batería ya que se observa como decae la carga de la misma a lo largo de tiempo y se puede simular (conociendo los datos adecuados) hasta el final de la vida del satélite, representado por el agotamiento de la batería.

13.4 Conclusiones

Una vez completado el análisis inicial del modelo del satélite planteado se puede observar que a pesar de que el modelo sea correcto, la vida del satélite es excesivamente corta, con la batería decayendo en un 1,77% por órbita esto significaría que tras 57 órbitas la batería se habría agotado y con ello la misión del satélite terminaría. Esto no es aceptable ya que se espera que la vida del



satélite sea de varios años. El siguiente paso es usar el programa creado con el objetivo de redimensionar los paneles solares y la elegir una nueva batería entre las ofrecidas por los fabricantes.



14. Diseño final del sistema de potencia

Este apartado tiene como objetivo realizar un diseño del sistema de potencia más preciso y adecuado a la misión mediante el uso del programa creado y con la ayuda de los datos obtenidos anteriormente. Se usará el mismo programa sin embargo se modificarán los datos del rendimiento de los paneles solares para representar los distintos materiales que se pueden usar para la construcción de los mismos, estos datos se extraerán de las hojas de datos de paneles solares que ofrecen los fabricantes de paneles solares. También se modificarán los datos de la parte correspondiente a la batería para representar la pruebas de distintas baterías escogidas entre las que se encuentran disponibles para el uso del satélite.

14.1 Datos de los paneles solares

Este apartado tiene como objetivo exponer los datos que se usarán posteriormente en el modelo. Estos datos están obtenidos de distintos paneles y células ofrecidas por distintos fabricantes. A continuación se mostrarán las mismas y se expondrán las distintas características de las mismas. Después de eso se analizará una gráfica de la producción de potencia en la que aparecerán reflejadas todas las células analizadas.

14.1.1 Célula S32 Azurspace

La célula S32 de la compañía Azurspace es una célula de silicio caracterizada por tener una alta eficiencia para este tipo de material y un peso bajo. Sus dimensiones son $74,0 \times 31,9 \text{ mm} \pm 0,1 \text{ mm}$. El área es de $23,61 \text{ cm}^2$. El rendimiento ofrecido por la célula al comienzo de la misión es de 16,9%.

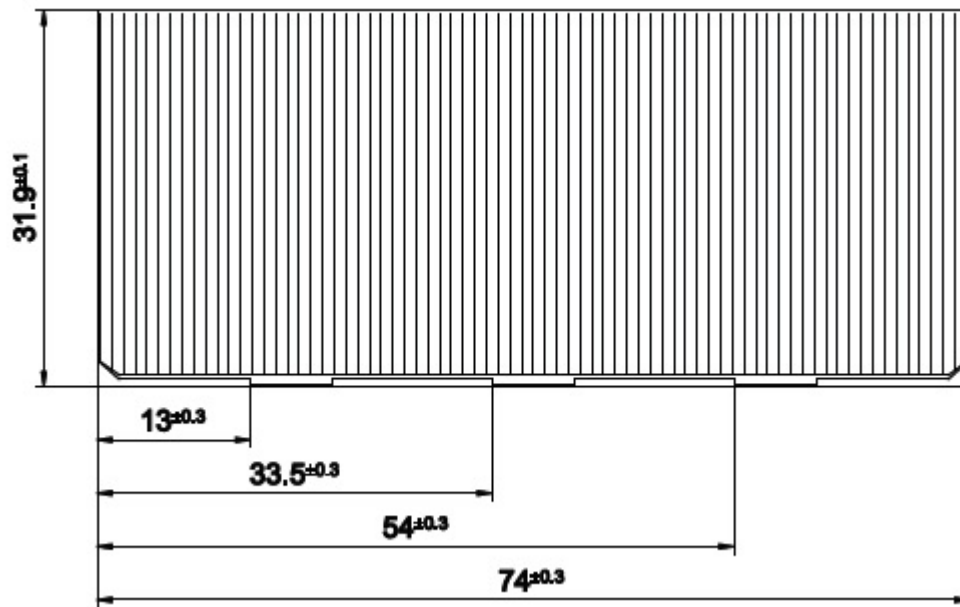


Figura 48: Plano de la célula S32 de Azurspace

14.1.2 Célula 3G Azurspace

La célula 3G de Azurspace es una célula multiunión de tres capas de $\text{GaInP}_2/\text{GaAs}/\text{Ge}$ con un sustrato de Ge. Ofrece mejores características de potencia al tener un rendimiento del 28% al comienzo de la misión. Sus dimensiones son $40,0 \times 80,0 \text{ mm} \pm 0,1 \text{ mm}$. El área es de $30,18 \text{ cm}^2$. La célula tiene un peso de 86 mg/cm^2 .

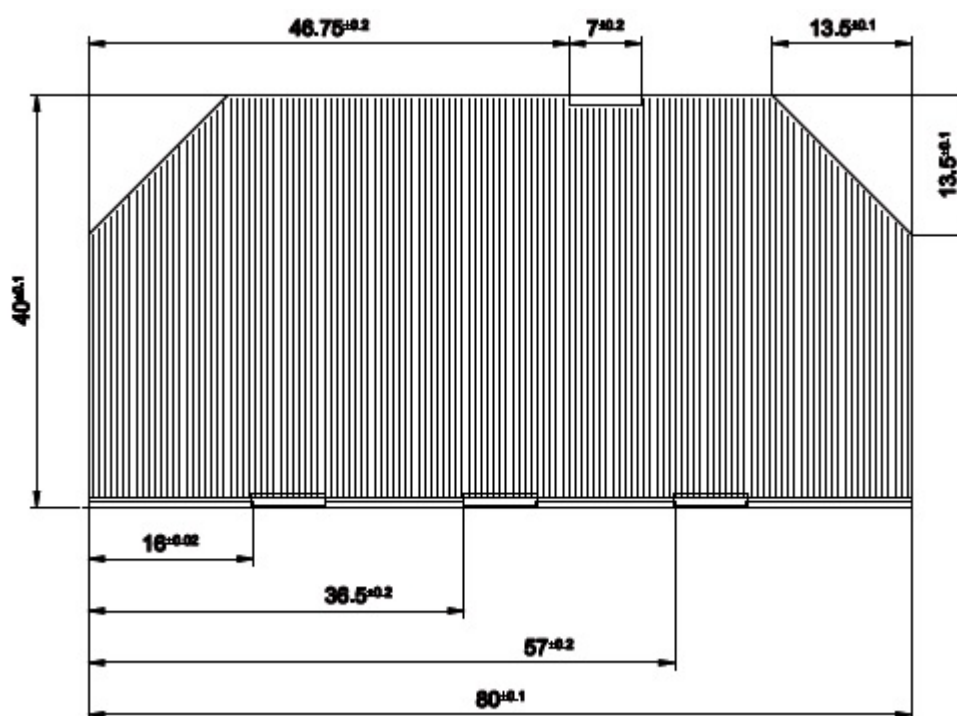


Figura 49: Plano de la célula 3G de Azurspace

14.1.3 Célula ZTJ Emcore

La célula ZTJ es una célula de tipo multiunión InGaP/InGaAs/Ge con un rendimiento del 29,5%. Presentan gran resistencia mecánica y ya han sido ensayadas y validadas para aplicaciones espaciales. Además posee la ventaja de que la célula se puede comparrar en tamaño personalizado. El peso de la célula es de 84 mg/cm².

14.1.4 Célula PV UTJ Spectrolab

La célula PV UTJ es una célula multiunión de triple capa con un rendimiento del 28,3% diseñado para su uso en órbitas LEO. Los materiales de las capas son GaInP₂/GaAs/Ge. El peso de esta célula es de 84 mg/cm².

14.1.5 Resumen de las características

En este apartado se resumirán las características que tienen las células y se listarán de manera sencilla para a continuación usarse en el modelo de Simulink.

Tabla 8: Datos de las células solares

	Rendimiento	Area celula cm ²	Area total cm ²
S32	16,9	23,61	1274,94
3G	28	30,18	1267,56
ZTJ	29,5	-	1280
PV UTJ	28,3	-	1280

Las células ZTJ y PV UTJ no tienen el dato de área de la célula ya que se pueden adquirir de tamaño personalizado de manera que se puede escoger el tamaño adecuado para el satélite. Para las células S32 y 3G se han adecuado al tamaño de la cara del satélite. Una vez conocidos los datos se introducen en el modelo y se calcula la producción de potencia del satélite, que aparece reflejada en la siguiente gráfica.

Producción de potencia de las distintas células solares

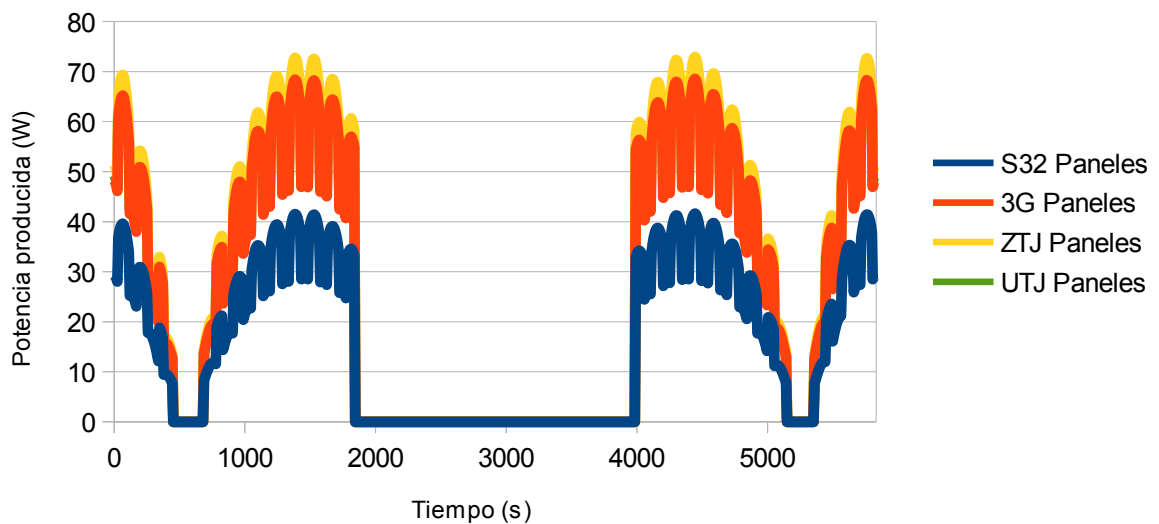


Figura 50: Producción de potencia de las distintas células solares



Como se puede observar en la gráfica la diferencia entre las distintas células es muy pequeña con la excepción de la célula S32 que tiene una producción de potencia muy inferior por tener un rendimiento inferior al resto. La célula con el rendimiento más alto es la ZTJ. Para realizar la elección también se habrá de tener en cuenta el peso de la célula, la más ligera es también la ZTJ (junto con la UTJ) por lo que parece la más adecuada para este caso, en este caso como no se conocen datos del precio de las células se considera la más adecuada. Además la ZTJ tiene la ventaja que se puede adquirir en tamaño personalizado de manera que se podrá ajustar adecuadamente al satélite.

En la siguiente gráfica se analizarán los valores de carga de la batería en función del uso de la células analizadas anteriormente. El objetivo es comprobar si se mejora sensiblemente el uso de la batería durante una órbita (se busca que el nivel de carga de la batería sea lo mayor posible).

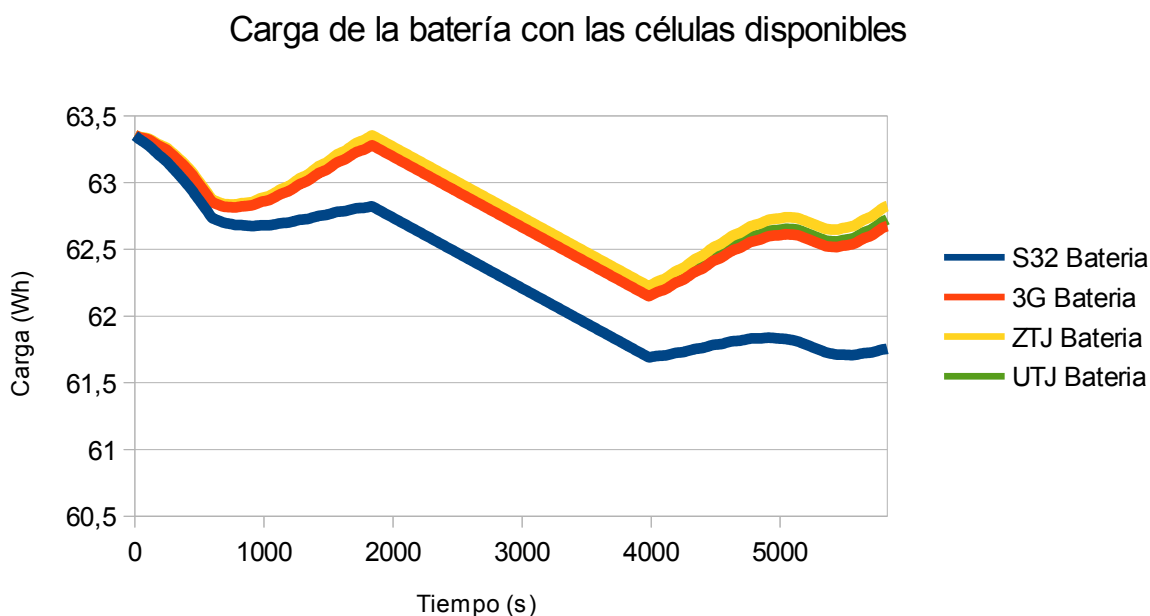


Figura 51: Nivel de carga de la batería en función de las distintas células disponibles

Se puede observar que los paneles multiunión proporcionan características similares mientras que la célula S32 tiene como resultado niveles de carga excesivamente bajos. El dato importante que se debe comprobar es nivel de carga de final de la batería. Este aparece mostrado en la siguiente tabla.



Tabla 9: nivel de carga en el final de una órbita en función de las distintas células solares

S32	3G	ZTJ	UTJ
61,75	62,68	62,83	62,72

La tabla muestra la diferencia sustancial entre la célula de silicio y las multiunión, pues ésta es de 1 Wh aproximadamente. Entre el resto de las células los valores son similares pues la diferencia mayor es de un 0,239% un valor minúsculo. En comparación con el valor obtenido en el anterior diseño (62,2345 Wh) los valores obtenidos aquí son mejores que éste por lo que se espera una mejora en la rapidez de la descarga de la batería. Tomando la célula ZTJ como referencia se repetirán los mismos cálculos que se usaron anteriormente para calcular la descarga de la batería.

La descarga tras una órbita es de 0,53 Wh, un valor mucho mejor que el obtenido anteriormente (1,125 Wh) ya es un 47% del valor anterior. Para este caso la duración del satélite es de 120 órbitas, un valor mejor pero que aún es muy escaso para la misión objetivo.

Dado que el problema sigue persistiendo tras cambiar los paneles solares a unos con un rendimiento superior se deberá modificar otro parámetro que permita aumentar la producción de potencia, en este caso se ha elegido la arista del cubo que da forma al satélite.

14.2 Modificación de la arista del cubo

Este apartado tiene como objetivo realizar el rediseño del sistema de potencia en función de la modificación del valor de la arista del cubo que da forma al satélite. El fin de esto es conseguir una mejora notable en la vida útil del satélite mediante una descarga de la batería más controlada (un ratio de descarga inferior a los resultados obtenidos hasta ahora) a través de aumentar el área del panel aumentando la arista del cubo.

El nuevo valor planteado para la arista es de 50 cm. Este valor ya se ha usado en proyectos similares por lo que se considera adecuado para este caso. Esta modificación requiere que se rehaga todo lo hecho anteriormente en relación con el sistema de potencia, solo se deberá calcular el área efectiva de panel solar de nuevo e introducir el dato en el modelo creado en Simulink para realizar la simulación de nuevo con el nuevo valor.



Una vez realizada la modificación se deberá cambiar aquello que tenga relación con el cambio de tamaño del satélite. Aun así no deberían existir grandes cambios en el satélite ya que la modificación que se realiza no restringe las características del mismo sino que aumenta los márgenes ya definidos anteriormente.

14.2.1 Cálculo de la nueva área efectiva del panel solar

Para calcular la nueva área efectiva se repetirán los cálculos que ya se hicieron con anterioridad. La nueva arista tiene un valor de 50 cm. La superficie de la cara lateral tiene un valor de 2500 cm^2 o de $0,25 \text{ m}^2$. El área efectiva (que es la considerada ocupada por células solares) es de un 80% de la superficie lateral de la cara, por lo que para este caso esto tiene un valor de 2000 cm^2 o de $0,2 \text{ m}^2$. Este incremento en el valor de la superficie es muy significativo, ya que la superficie efectiva es aproximadamente el doble que la anterior.

El valor 0,2 es el que se debe introducir en el modelo como nuevo valor del área efectiva del panel. Una vez realizado esto se realizarán las simulaciones correspondientes a los casos ya vistos anteriormente: producción de potencia para una órbita con transmisión de datos, producción de potencia para 10 órbitas con transmisión de datos en la primera de ellas, producción de potencia para los casos de fallo de un panel y de dos paneles y nivel de carga de la batería para los mismos casos que la producción de potencia. No se expondrán las gráficas de elementos pasivos (ésta permanece inalterada) ni la de carga y descarga instantánea ya que no se considera relevante para este caso.

14.2.2 Efecto en el resto de subsistemas

Dado que se ha decidido modificar el tamaño del satélite esto tiene efecto en el resto de los subsistemas, en este capítulo se estudiarán los efectos de este redimensionamiento. El subsistema implicado principalmente es el estructural, la modificación en el tamaño del satélite implica un aumento del peso que afectaría a la distribución del mismo en los subsistemas permitiendo el equipamiento de sistemas más pesados en el satélite. La desventaja de esto es que el satélite al ser de mayor tamaño y peso el coste del lanzamiento de satélite será mayor. A continuación se presentará una tabla con la nueva distribución de masa del satélite. La masa que se supone en el



satélite es de 50 kg (extraído de [1]).

Tabla 10: distribución de masas en el satélite tras el redimensionamiento

Subsistema	Masa (% de la masa del satélite y masa)
Sistema de control de Actitud	10% / 5kg
CDH	5% / 2,5kg
Sistema de Potencia	23% / 11,5kg
Telecomunicaciones	5% / 2,5kg
Control Térmico	2% / 1kg
Carga de Pago	55% / 27,5kg

Como se puede extraer de la tabla, tras el redimensionamiento los subsistemas tienen mayor masa por lo que permitirían la incorporación de elementos adicionales o elementos de mayor complejidad o peso aumentando sus capacidades, es importante destacar el aumento de peso disponible para la carga de pago pues este aumenta de 14,03 a 27,5 kg, el peso disponible se duplica por lo que se podría instalar una cámara de mayor tamaño y peso si se dispusiera de ella o de una cámara adicional con el objetivo de tomar imágenes de distinta índole a las que ya toma la cámara de a bordo (imágenes de temperatura por ejemplo) o instalar otro tipo de sensor como carga de pago.

14.3 Simulación del sistema de potencia

Este apartado tiene como objetivo mostrar la simulación del nuevo sistema de potencia (con el nuevo valor de la arista). Se expondrán las gráficas de los casos más relevantes de actuaciones del sistema de potencia y se analizarán las mismas.

14.3.1 Simulación de una órbita con transmisión de datos

A continuación se mostrarán las gráficas correspondientes a la simulación del nuevo sistema de potencia. El primer caso de estudio es para una órbita con transmisión de datos, las condiciones siguen siendo las mismas que para estudios anteriores, la transmisión se da durante 10 minutos al comienzo de la órbita y durante el resto los sistemas pasivos funcionarán normalmente.

La siguiente figura corresponde a la producción de potencia de los paneles solares en este



periodo. En comparación con los resultados obtenidos anteriormente se puede observar que la gráfica tiene el mismo aspecto pero con valores superiores debido al cambio del área del panel solar. El valor medio obtenido es también superior al obtenido anteriormente, su valor numérico es de 42,42 W obtenido de MATLAB.

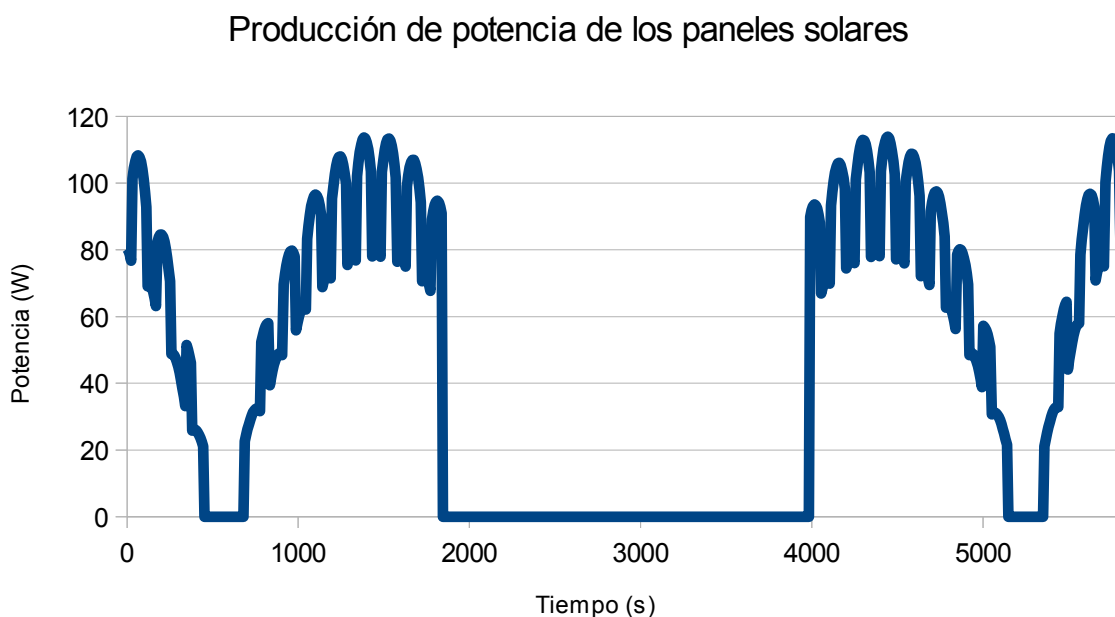


Figura 52: Producción de potencia de los paneles solares para una órbita con transmisión de datos

La figura 53 muestra el nivel de carga de la batería durante una órbita con transmisión de datos. En este caso se puede apreciar una mejora notable con respecto al caso anterior ya que se observa que al final del tiempo de estudio el nivel de carga de la batería ha vuelto al 100%, esto es un signo muy positivo ya que significa que en condiciones normales la batería termina la órbita en los mismos niveles de carga con los que la inició de manera que la vida útil del satélite no estará limitada a la descarga de la batería sino a otros factores y la misión se podrá llevar a cabo durante todo el periodo de tiempo previsto.

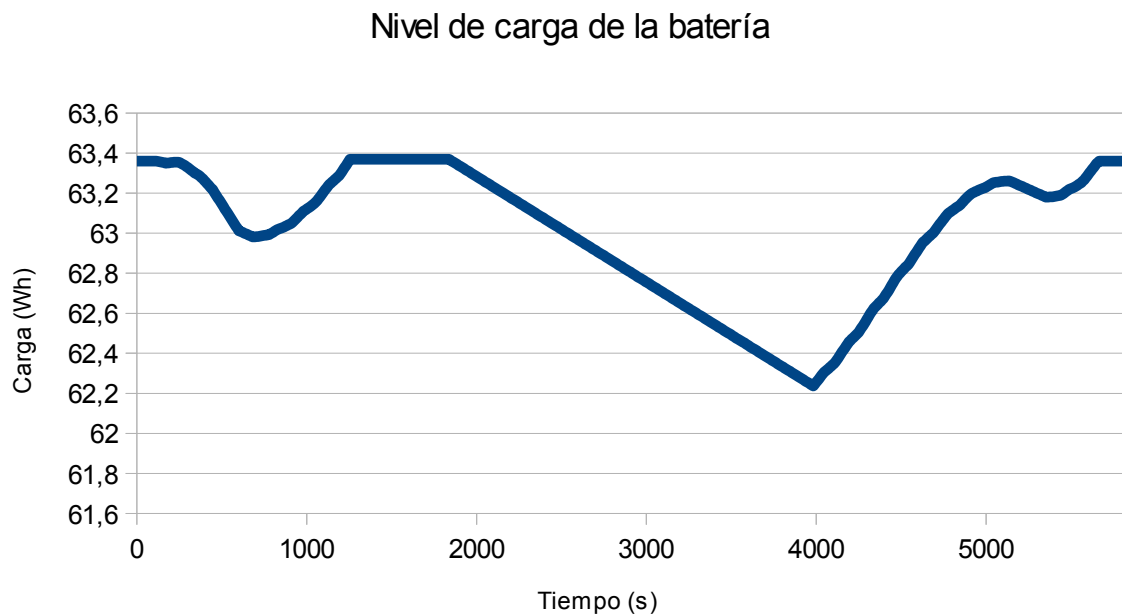


Figura 53: Nivel de carga de la batería para una órbita con transmisión de datos

En la figura se aprecia que además la gráfica sigue el mismo patrón que la anterior con la excepción de aquellos tramos limitados por la carga máxima de la batería.

Los resultados como se pueden observar son muy positivos si se comparan con los estudios anteriores, en este caso la batería no sufre de descarga al final de la órbita que era el problema que existía anteriormente y que limitaba gravemente el satélite y su misión, ahora con el redimensionado se ha solucionado el problema y el satélite ya podrá operar de manera normal durante toda la misión y no sufrirá problemas de potencia por falta de carga en la batería.

14.3.2 Simulación de 15 órbitas

En este apartado se realizará el estudio de 15 órbitas consecutivas del satélite. Las condiciones del estudio son las mismas que para los anteriores, se considera que durante los primeros 10 minutos se establece una conexión con la estación de tierra para realizar la transmisión de datos. El objetivo de este apartado es poder tener una visión más amplia del comportamiento del satélite mediante un estudio mucho más extendido en el tiempo. El factor importante que se debe analizar aquí es el nivel de carga final de la batería para saber si decaerá a lo largo de este periodo, en principio no debería suceder esto como ya se ha concluido en el apartado anterior pero se deberá



analizar con detalle.

La primera gráfica corresponde a la producción de potencia de los paneles solares, como se puede observar tan solo es la repetición del patrón de la gráfica de una órbita repetida 15 veces seguidas.

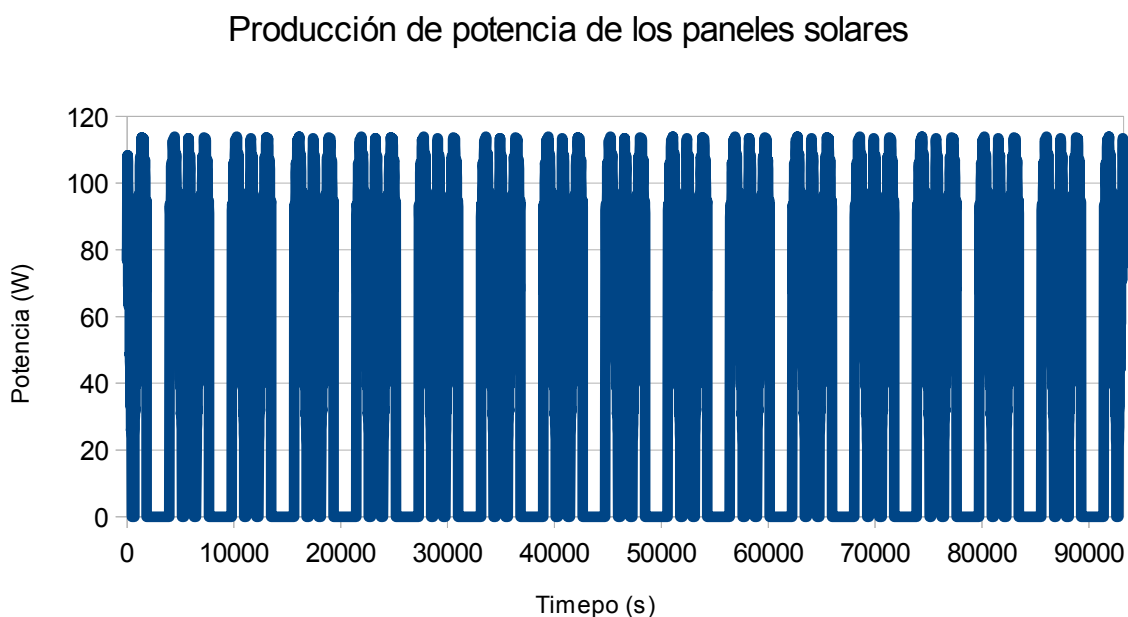


Figura 54: producción de potencia de los paneles solares durante 15 órbitas

La siguiente gráfica corresponde al nivel de carga de la batería a lo largo de las 15 órbitas. La gráfica muestra claramente como el nivel de carga de la batería no decae al final del periodo de estudio al contrario que para los casos anteriores. El patrón de una órbita se repite pero el nivel de carga medio no descende a lo largo del tiempo. Tan sólo cabe destacar la singularidad que se produce aproximadamente a los 50000 segundos en el que hay una caída profunda del nivel de carga, es importante destacar que a pesar de esta circunstancia el nivel de carga se recupera con normalidad.

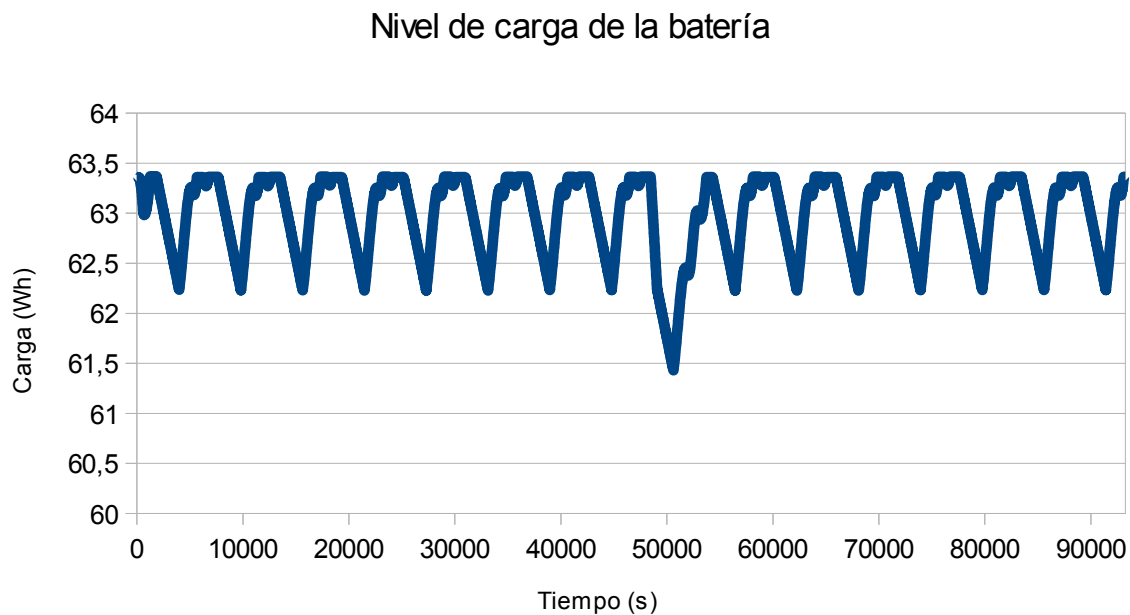


Figura 55: Nivel de carga de la batería a lo largo de 15 órbitas

En conclusión, se puede confirmar lo que se señalaba en el apartado anterior con relación a la batería, se ha realizado un estudio para un periodo de tiempo mucho más amplio y las conclusiones siguen siendo las mismas por lo que se puede decir que el funcionamiento del satélite será correcto durante el tiempo de misión siempre que se mantenga el funcionamiento normal de los paneles solares.

14.3.3 Estudio del fallo de un panel solar

Este apartado tiene como objetivo el análisis del estudio del fallo de un panel solar en el satélite, al igual que en los apartados anteriores en los que se realizaba esto se buscará analizar el funcionamiento del satélite en el caso de que falle uno de los paneles solares que se encuentran en las caras laterales del satélite. Para este estudio se ha considerado que el panel A (aquel que en la posición inicial recibe toda la radiación) sufre el fallo.

En la figura se puede observar como la producción de potencia se lleva a cabo de manera más irregular que en ellos casos anteriores debido al fallo del panel. El valor medio obtenido de los datos es de 32,33 (proporcionado por MATLAB). Esta pérdida de potencia supone una pérdida del 23,79% de la potencia total producida por el satélite, un valor que cabría esperar ya que se acerca al



25% que sería el valor teórico que se debería obtener por la pérdida de un panel. Ya que este descenso de potencia es importante se deberá estudiar el efecto que esto tiene en la batería para comprobar si ésta sufre pérdidas del nivel de carga y en caso afirmativo se deberá comprobar su importancia de cara a la misión.

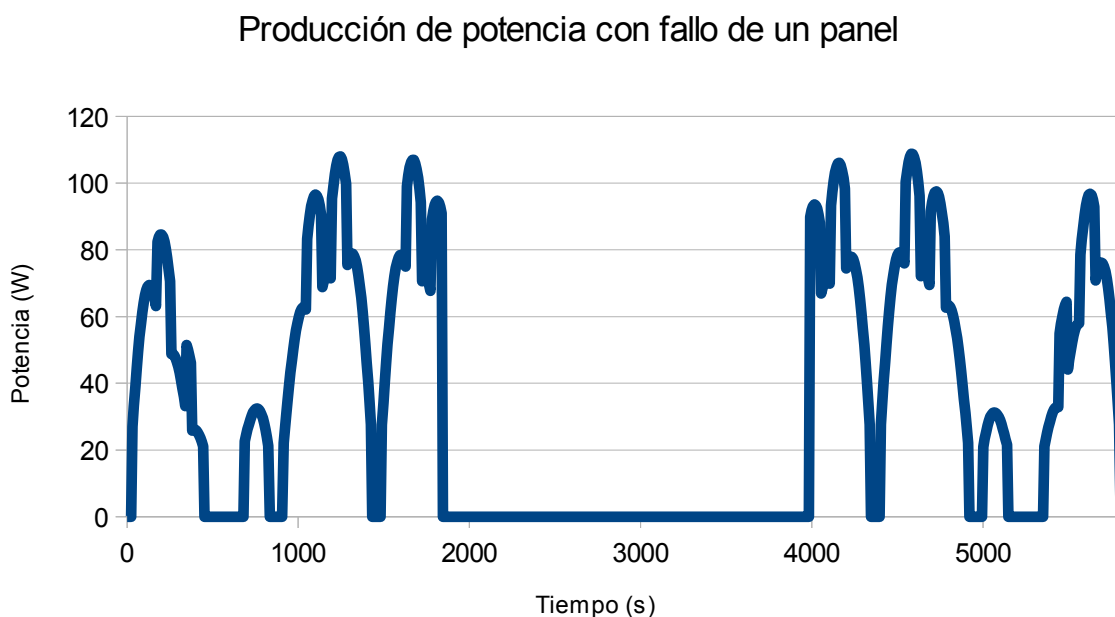


Figura 56: producción de potencia de los paneles solares para una órbita con transmisión y fallo del panel A

La figura 57 corresponde al nivel de carga de la batería durante una órbita con transmisión y el fallo del panel A. Se puede apreciar como el aspecto de la gráfica es similar a los casos anteriores con pequeñas irregularidades debido al fallo del panel. Es importante comprobar el valor final de carga de la batería, éste tiene un valor numérico de 63,07 Wh, esto significa una pérdida de 0,29 Wh lo que sería un 0,458% de la carga de la batería por lo que el satélite podría aguantar 200 órbitas en funcionamiento sin uno de los paneles.

Nivel de carga de la batería con fallo de un panel solar

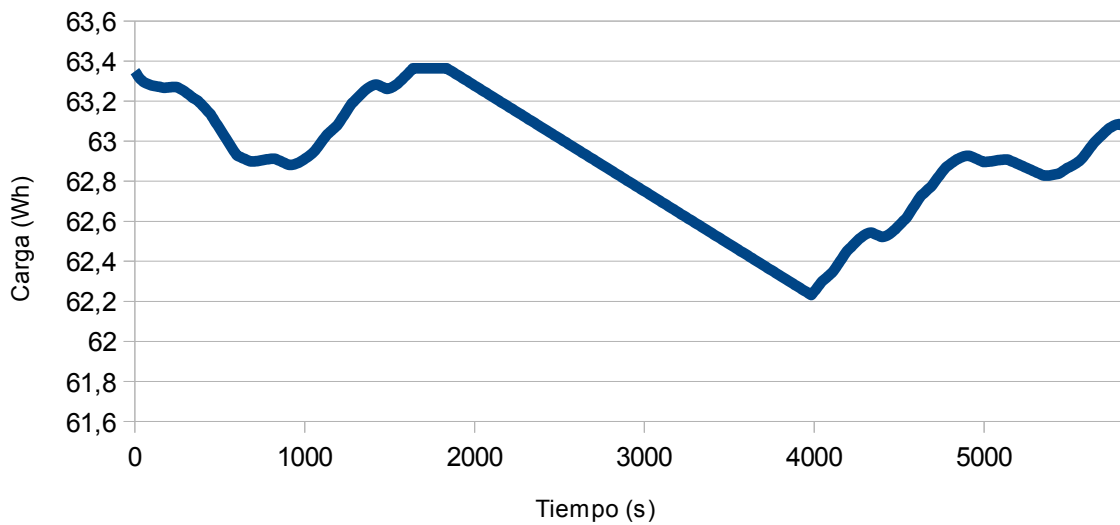


Figura 57: nivel de carga de la batería a lo largo de una órbita con transmisión y el fallo del panel A

Finalmente, se puede decir que a pesar de que el tiempo que podría permanecer el satélite en funcionamiento sin uno de los paneles solares no es muy alto en valores absolutos, sí lo es si se compara con aquellos valores obtenidos con las anteriores configuraciones del sistema de potencia.

14.3.4 Estudio del fallo de dos paneles solares

En este apartado se estudiará el efecto que tiene el fallo de dos paneles solares en el funcionamiento del sistema de potencia del satélite, el principal objetivo es determinar la pérdida de carga de la batería a lo largo del tiempo en este régimen de funcionamiento para poder conocer el tiempo restante de vida del satélite en el caso de que se de este tipo de fallo. Se mostrarán las gráficas de producción de potencia y de nivel de carga de la batería y se realizará un estudio de ellas. Las gráficas se han realizado para una órbita en la cual se produce transmisión de datos, además como ya se ha hecho anteriormente se estudiará el caso de que el fallo tenga lugar en paneles contiguos y en paneles opuestos con el fin de comprobar si esta diferencia es significativa.

La siguiente gráfica es la correspondiente a la producción de potencia de los paneles solares. Los casos representados son paneles contiguos (paneles A y B) y paneles opuestos (paneles A y C). Como se puede observar en la gráfica aunque en ciertos momentos se dan picos de potencia que



alcanzan valores similares al funcionamiento normal del sistema, la producción media de potencia es muy inferior. También cabe destacar que en el caso de que el fallo se produzca en paneles contiguos habrá muchos más picos y valles en la potencia producida mientras que si el fallo se da en paneles opuestos los valores pico no alcanzan máximos tan altos pero la producción es más estable a lo largo de la órbita.

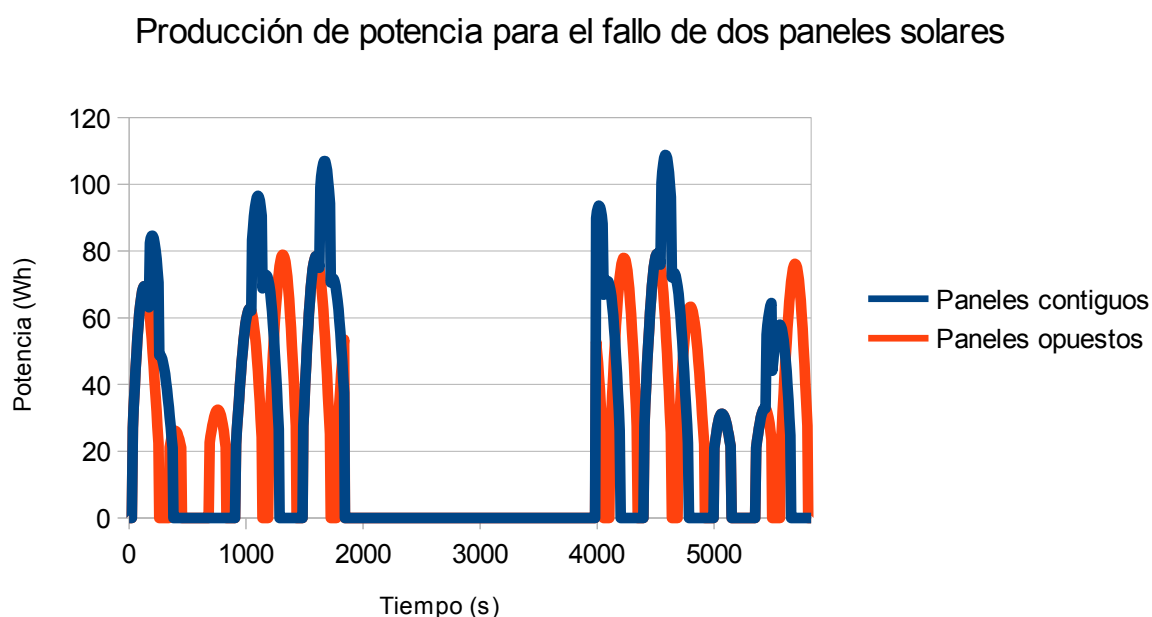


Figura 58: producción de potencia de los paneles solares en el caso de fallo de dos de ellos para una órbita con transmisión

En la siguiente gráfica se muestra el nivel de carga a lo largo de la órbita. El nivel final de carga de la batería tras el periodo de estudio es de 62,31 W para el fallo en paneles contiguos y de 62,23 W para el caso de paneles opuestos, esto muestra que a pesar de que la producción de potencia es más estable para el caso de paneles opuestos esta es inferior globalmente a la del caso de paneles contiguos, aún así esta diferencia se da principalmente al comienzo del periodo de eclipse y durante la segunda parte de la órbita en la que el satélite está iluminado. La pérdida de carga de la batería es de 1,05 W o un 1,66% para el caso de paneles contiguos, para el caso de paneles opuestos el descenso del nivel de carga de la batería es de 1,13 W o un 1,78%. No existe globalmente mucha diferencia entre ambos casos, un 0,12%, por lo que en el caso de que se de esta clase de fallo en el satélite la diferencia entre ambos casos no es significativa y la vida útil del

satélite se verá muy restringida.

Nivel de carga de la batería para el fallo de dos paneles solares

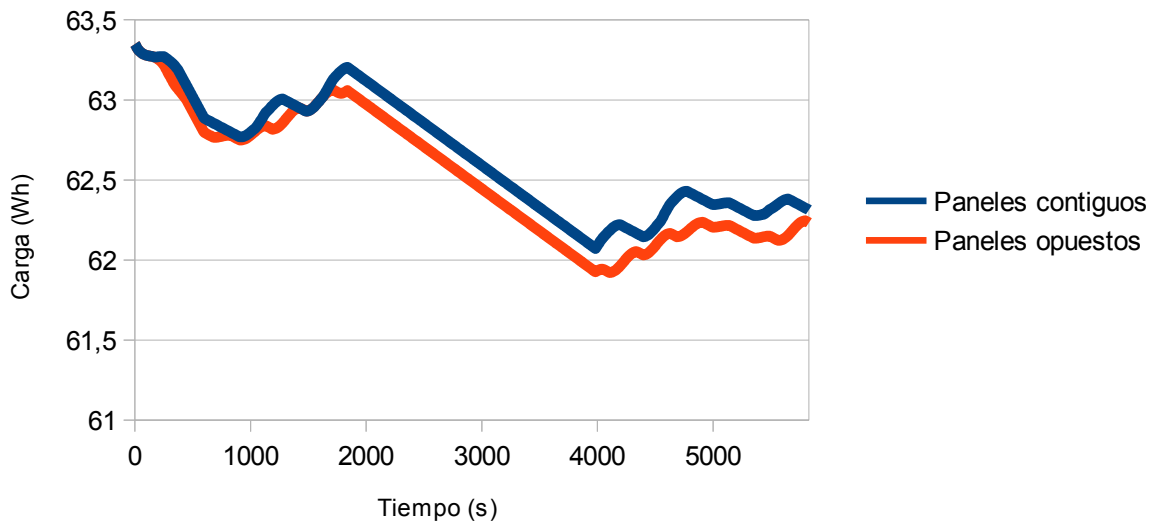


Figura 59: nivel de carga de la batería para una órbita con transición para el caso de fallo de dos paneles

14.3.5 Conclusiones finales de la simulación del sistema de potencia

Este apartado está dedicado a mostrar de manera resumida los datos que se han obtenido anteriormente en el capítulo para poder disponer de una manera de sencillo acceso a ellos y que a la vez permita la representación adecuada del estudio realizado. A continuación se presenta una tabla con los datos que se han obtenido de las potencias media y pico extraídos de los datos obtenidos del análisis del subsistema de potencia y la correspondiente al análisis de 10 órbitas.

	Funcionamiento Normal	Fallo 1 Panel	Fallo 2 Paneles
Potencia Media	42,42	32,33	21,87
Potencia Pico	113,96	108,78	108,78

Tabla 10: potencia media y pico producida por los paneles solares para los distintos casos de estudio



Funcionamiento en 10 órbitas	
Potencia media	42,37
Potencia pico	113,96

Tabla 11: potencia media y pico obtenidas del análisis de 10 órbitas

Como se puede observar en las tablas es sencilla la obtención de los datos claves del subsistema de potencia como son la potencia media que este puede producir y la potencia pico que tiene este sistema. Además se requiere un estudio de la carga y descarga instantáneas de la batería ya que es otro de los parámetros clave del estudio, para ello se ha extraído los datos.

Carga (W)	91,74
Descarga (W)	-77,78

Tabla 12: Valores máximos de carga y descarga instantáneos



Referencias

1. Ravanbakhsh A., Franchini S. 2010. Preliminary Structural Sizing of a Modular Microsatellite Based on System Engineering Considerations. Third International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications. 8 pp.



15. Conclusiones

A lo largo del proyecto se ha presentado un diseño preliminar de un satélite de órbita baja haciendo énfasis en el subsistema de potencia del mismo. Con este fin para el dimensionado del mismo se han empleado potentes herramientas de cálculo como Simulink o MATLAB.

El objetivo del proyecto ha sido la simulación del sistema de potencia de un microsatélite con una herramienta avanzada de cálculo (el programa Simulink), partiendo de datos y modelos correctos programados en una herramienta menos potente como es Microsoft Excel, para en un futuro poder ser aplicado en empresas o agencias espaciales y permitir un rápido diseño y simulación de este subsistema o ser ampliado el modelo para permitir la simulación del subsistema a lo largo de la vida del satélite o incluir un modelo más detallado del comportamiento de los elementos. Después de realizar el trabajo se concluye que se ha alcanzado dicho objetivo de manera satisfactoria.

Los avances en el modelo de Simulink permiten que proyectos futuros se amplíe el modelo programado hasta llegar a alcanzar la simulación completa y exacta del subsistema de potencia a lo largo de la vida de un microsatélite.



Anexo 1

Hoja de datos cámara SSTL modelo CHRIS



The CHRIS imager is a highly versatile hyperspectral system, with more than five years heritage, offering in-orbit programmable selection of spectral bands location, bandwidth and ground sampling distance (GSD).

The current system, in orbit since 2001, provides the highest spatial resolution of any hyperspectral system flying in the world and has attracted a substantial international user community. It provides simultaneous views of the Earth in many different wavebands, enabling a variety of features to be identified and analysed.

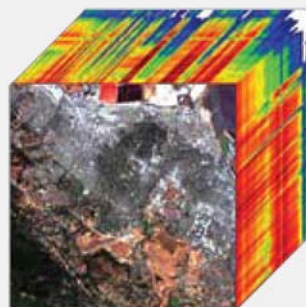
The CHRIS hyperspectral imager builds up pictures of the Earth using a pushbroom scan. A narrow line of the Earth's surface is imaged through the spectrometer and split into its constituent wavebands. Information is captured and stored to form a datacube. By configuring the wavebands appropriately, it is possible to identify hidden targets, fields of illicit substances, mineral deposits and vegetation types.



The Mauna Kea Volcano, Hawaii



Burn scarring near San Diego California



Datacube

Applications

Rapid Monitoring

- Precision farming
- Regional yield forecasting
- Forest inventory
- Disaster monitoring
- Environmental management

Multi-angle Measurements

- Vegetation classification
- Air quality assessments

Littoral Applications

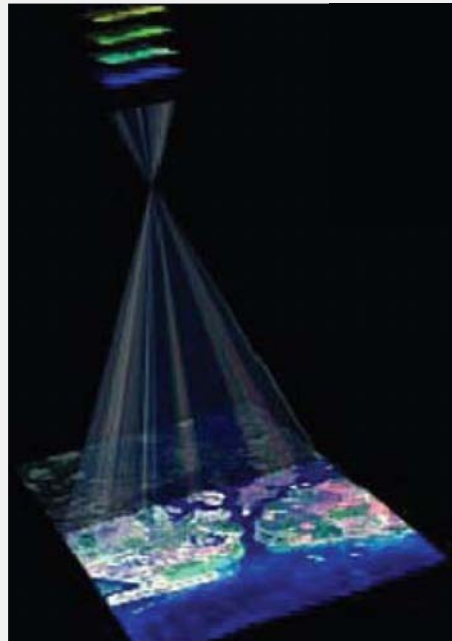
- Water quality
- Seabed classification

Military Applications

- Surveillance
- Target detection
- Target identification

Performance

Parameter	Value
Mass	14kg
Power (when imaging)	<9W
Focal length	746mm
Field of view	1.24°
Sensor array	748 x 748 CCD detector
Digitisation	12 bit
GSD	17m at 560km
Swath width	13m at 560km
Spectral resolution	1.3-11.3 nm
Spectral range	415-1050 nm
Simultaneous bands @ full spatial resolution	18 (17m GSD)
Simultaneous bands @ half spatial resolution	61 (34m GSD)



Pushbroom Scan

The whole package

SSTL can match the customer's applications by providing flexible options from its wide range of products and services :

- ▄ Mission design and platform manufacture
- ▄ Products
- ▄ An exclusive hands-on and academic training programme
- ▄ Full support for panchromatic and multi-spectral imagery
- ▄ Ground segment installation and support
- ▄ Warranty and support services
- ▄ Launch procurement & insurance
- ▄ Consultancy



Malindi, Kenya

Surrey Satellite Technology Limited

SSTL has launched over 30 satellites gaining almost 200 years in-orbit experience. SSTL draws on its world-class expertise in both small satellite platform technology and high and medium resolution imagers. SSTL provides complete turnkey system solutions; spacecraft, ground station, launch, operations and image data processing.

SSTL is unique in the space industry; able to design, manufacture and integrate multiple satellites in-house in its three purpose-built facilities in the UK.

Changing the economics of space
www.sstl.co.uk



Anexo 2

Hoja de datos de la batería Space Vector PN 36441



2.2 Ah Battery P/N 36441

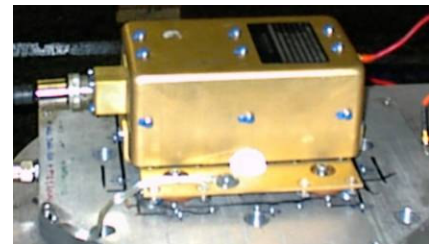
Space Vector fabricates a variety of rugged Ni-Cd battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft, UAVs and other applications encountering severe environmental conditions. The 2.2 Ah battery is used on several range approved Flight Termination Systems (FTS).

Flight History:

White Sands Missile Range - Hera Targets
Wallops Island Flight Facility - ALV and ABIE missions
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission
Vandenberg AFB - Blue Velvet (Scud) program

Specifications:

Weight:	6.6 lbs
Capacity:	2.2 Amp Hour
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	58 Amps
Momentary:	116 Amps (1 sec)
Operating Temperature (tested):	-28 °C to +71 °C



FTS Battery during environmental testing



Options:

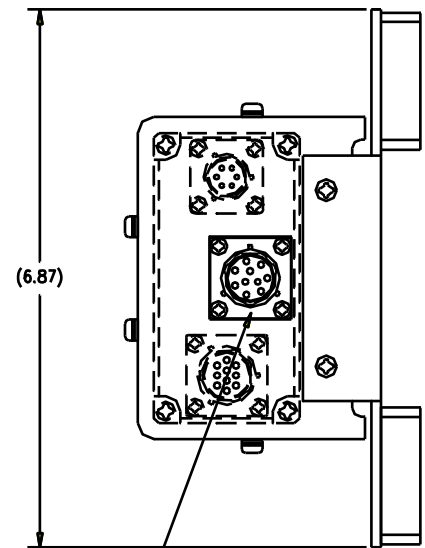
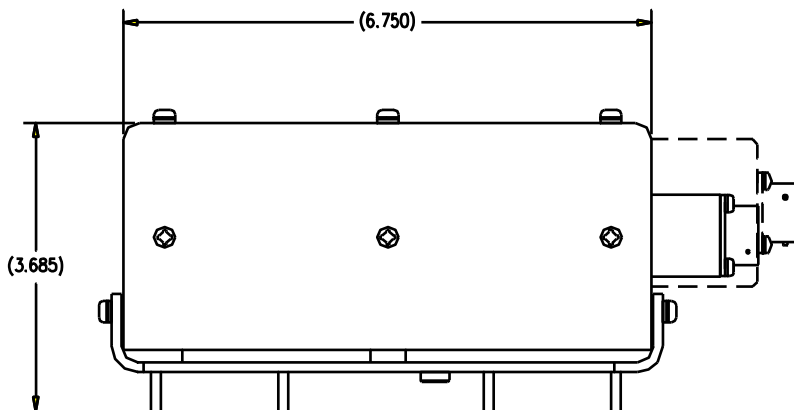
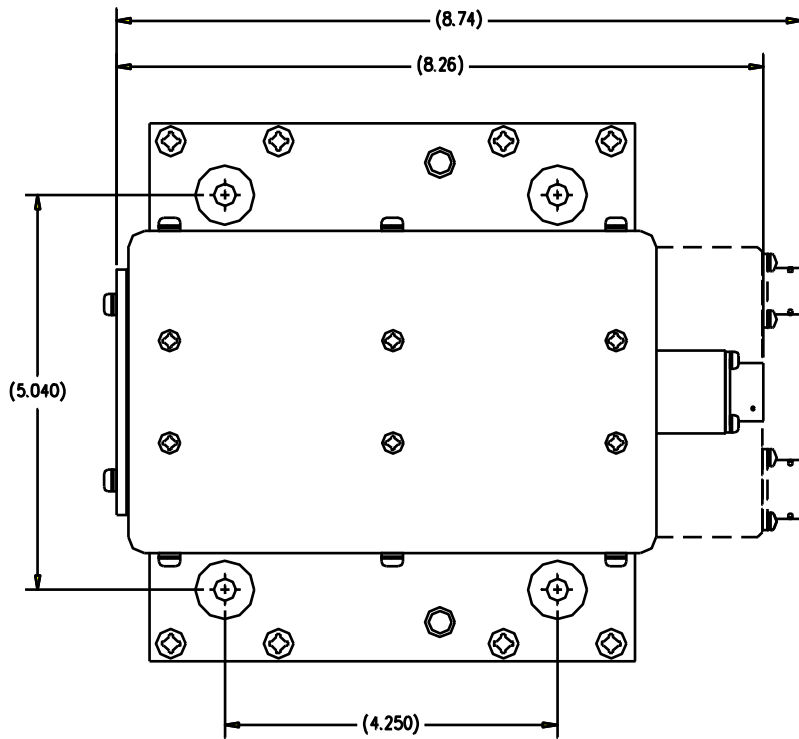
Current Monitor
0-12A input / 0-5V output
(can be scaled as needed)

Footprint
Standard and customer defined configurations available with and without isolators

Temperature Sensor



2.2 Ah Battery P/N 36441



INTERFACE CONNECTOR
MS3122E12-10S

Dashed line shows
envelope with optional
current monitor



Anexo 3

Hoja de datos de la célula fotovoltaica ZTJ de Emcore Corporation

ZTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET

SPACE PHOTOVOLTAICS

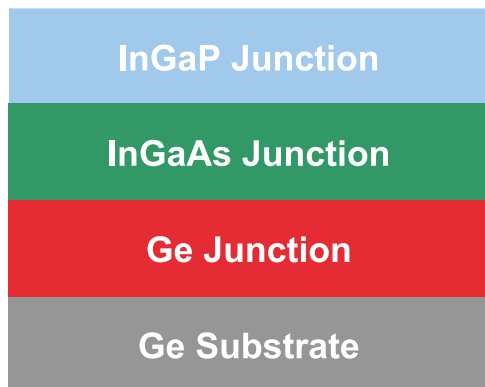


Typical Performance Data

■ Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm²)

BOL Efficiency at Maximum Power Point	29.5%
V _{OC}	2.726V
J _{SC}	17.4 mA/cm ²
V _{MP}	2.41V
J _{MP}	16.5 mA/cm ²

ZTJ Solar Cell Structure



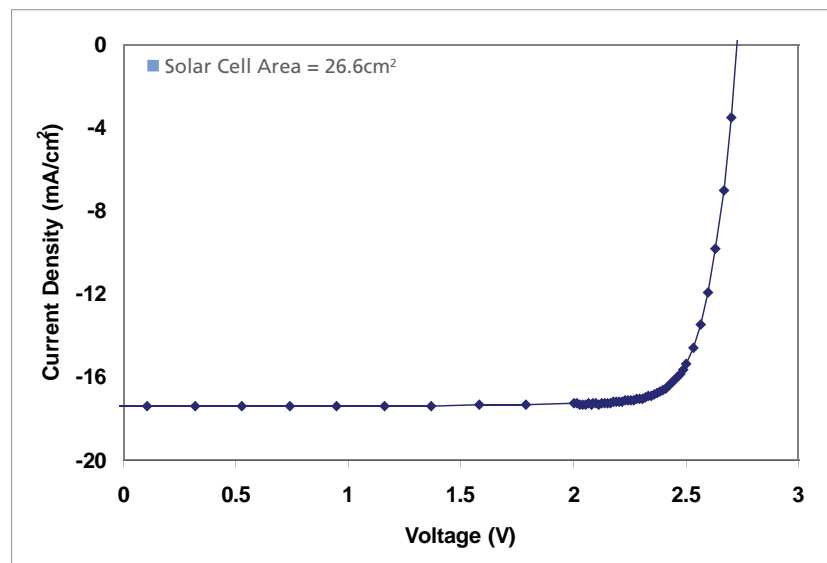
29.5% Minimum Average Efficiency

Qualified & Characterized to the AIAA-S111-2005 & AIAA-S112-2005 Standards

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 3rd Generation Triple-Junction (ZTJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.90 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical ZTJ Illuminated I-V Plot



ZTJ Photovoltaic Cell

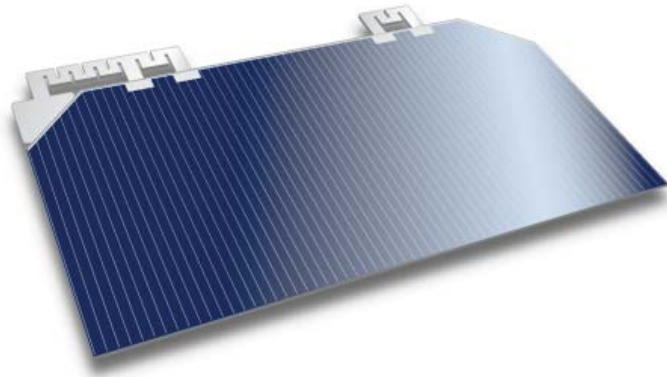
Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET

SOLAR POWER

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	No change
Contact pull strength	> 300 grams	> 1000 grams
Electrical performance degradation after 60 day humidity exposure at 45°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No change

- For complete qualification results, please request EMCORE's ZTJ Qualification & Characterization Report EWRP0458

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp
3.00 E+13	0.96	0.99	0.98	0.99	0.99
1.00 E+14	0.95	0.98	0.97	0.99	0.96
5.00 E+14	0.91	0.97	0.93	0.96	0.90
1.00 E+15	0.89	0.94	0.91	0.94	0.85
3.00 E+15	0.86	0.89	0.87	0.86	0.75
1.00 E+16	0.82	0.82	0.83	0.74	0.62

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	Voc ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Jsc ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Jmp ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Vmp ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Pmp ($\mu\text{W}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)
0	-6.3	11.7	9.1	-6.7	-85.7
1.00 E+14	-6.6	11.4	9.1	-7.0	-92.3
1.00 E+15	-6.9	11.3	10.6	-7.3	-89.9
1.00 E+16	-7.4	11.5	13.4	-6.6	-57.2

- ⁽¹⁾ Jsc is the symbol for normalized Isc

- ⁽²⁾ Jmp is the symbol for normalized Imp

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED